Em Órbita

Vol. 11 - N.º 111 – Maio de 2011
(edição mensal)

A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Índice

Voo espacial tripulado – A missão Soyuz TMA-21 – Expedição 27/28	**2**
Entrevista com o cosmonauta Konstantin Valkov	**28**
Lançamentos orbitais em Abril de 2011	**30**
China lança novo satélite de navegação	**31**
ULA lança nova missão militar para os Estados Unidos	**46**
Índia lança Resourcesat-2	**56**
A primeira missão comercial da Arianespace em 2011	**62**
Lançamento do Progress M-10M	**72**
Quadro de lançamentos recentes	**83**
Outros objectos catalogados	**84**
Regressos / Reentradas	**84**
Lançamentos orbitais previstos para Junho e Julho de 2011	**86**
Próximos lançamentos tripulados	**87**
Futuras Expedições na ISS	**89**
Lançamentos Suborbitais	**91**
Cronologia Astronáutica (LXVI)	**92**
Estatísticas do Voo Espacial tripulado	**93**
Explicação dos termos técnicos	**96**

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* (http://www.zenite.nu/orbita/). Estrutura: José Roberto Costa; Edição: Rui C. Barbosa

Neste número colaboraram José Roberto Costa e Manuel Montes.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Rui C. Barbosa
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rmcsbarbosa@gmail.com

Editorial

Maio de 2011 marca o 10º aniversário do Boletim Em Órbita. Quando em Maio de 2001 decidi dar início à publicação mensal deste boletim, tinha como objectivo proporcionar aos potenciais leitores as informações mais detalhadas sobre a Astronáutica e a Conquista Espacial. Ao fim destes longos meses queda a satisfação de ser a informação mais detalhada e completa sobre este tema apaixonante. Pela frente esperam-nos novos desafios e a Conquista Espacial não nos deixará de surpreender nos próximos anos quando o Homem voltar à Lua e mais tarde conquistar o planeta Marte.

Mas isso ainda estará para vir…

Rui C. Barbosa, Braga 19 de Maio de 2011

Voo espacial tripulado

A missão Soyuz TMA-21 – Expedição 27/28

Continuando a com a rotação das tripulações na estação espacial internacional, três novos tripulantes foram lançados a 4 de Abril de 2011 a bordo da Soyuz TMA-21, para assim integrarem a Expedição 27 e a Expedição 28.

Os principais objectivos a levar a cabo durante a Expedição 27, que decorre de 16 de Março a 16 de Maio de 2011, são os seguintes:

- Lançamento de dois membros russos e um membro norte-americano pelo veículo Soyuz TMA-21;
- Acoplagem do veículo Soyuz TMA-21 com o módulo Poisk;
- Suporte operacional para carga e separação do veículo de carga Progress M-09M do módulo Pirs;
- Suporte operacional para a acoplagem do veículo de carga Progress M-10M do módulo Pirs;
- Suporte operacional para a acoplagem do vaivém espacial numa missão LON (*Launch On Need*) para o salvamento da tripulação da missão ISS ULF-6;
- Descarga parcial do veículo de carga Progress M-10M;
- Suporte operacional para a carga e separação do veículo de carga europeu ATV-2 'Johannes Kepler';
- Suporte operacional para a carga e separação da Soyuz TMA-20 do módulo Rassvet (regresso dos membros da Expedição 26/27);
- Apoio à funcionalidade da ISS;
- Realização das experiências e do programa de aplicações científicas;

A tripulação da Soyuz TMA-21

A tripulação principal da Soyuz TMA-21 foi composta pelo cosmonauta russo Alexander Mikhailovich Samokutyayev (Comandante da Soyuz TMA-21 e Engenheiro de Voo da ISS na Expedição 27/28), pelo cosmonauta russo Andrei Ivanovich Borisenko (Engenheiro de Voo n.º 1 da Soyuz TMA-21 e Engenheiro de Voo da Expedição 27 e Comandante da Expedição 28), e pelo astronauta norte-americano Ronald John Garan (Engenheiro de Voo n.º 2 da Soyuz TMA-21, Engenheiro de Voo da Expedição 27/28). Por seu lado, a tripulação suplente era composta pelos cosmonautas russos Anton Nikolayevich Shkaplerov, Anatoli Alexeievich Ivanishin e pelo astronauta norte-americano Daniel Christopher Burbank.

A tripulação suplente da Soyuz TMA-21 foi composta pelo cosmonauta russo Anton Nikolayevich Shkaplerov, pelo cosmonauta russo Anatoli Alexeievich Ivanisgin e pelo astronauta norte-americano Daniel Christopher Burbank. Estes três homens deverão compor a tripulação da missão Soyuz TMA-22 e serem membros das Expedições 29/30, com Daniel Burbank a assumir a posição de Comandante desta última expedição entre 30 de Setembro e 30 de Novembro de 2011.

Alexander Mikhailovich Samokutyayev – Tenente-coronel da Força Aérea Russa e Cosmonauta Teste do Destacamento de Cosmonautas do Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin, Alexander Samokutyayev nasceu a 13 de Março de 1970 em Penza, Rússia. É casado com Oksana Nikolaevna Samokutiaeva e tem uma filha (Anastasia Alexandrovna Samokutyayva).

Em 1992 terminou os seus estudos na Escola Militar Superior de Chernigov 'Lenine Komsomol'. Entre 1998 e 2000 estudou na Academia Aérea Militar Yuri A. Gagarin.

Entre 1992 e 1998 havia servido na escola de Chernigov, nomeadamente na escola de pilotagem de helicópteros na Ucrânia, no distrito militar do Extremo Oriente onde lhe foi atribuído o posto líder de esquadrão. Foi designado Piloto Militar de Terceira Classe. Enquanto permaneceu neste destacamento, Samokutyayev acumulou um tempo total de voo de 560 horas, tendo feito 25 saltos de pára-quedas e pilotado os aviões Vilga-35A, L-13, Blanik, L-39 e Su-24M.

Após a sua formação na academia aérea, e desde 2000, trabalhou no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin como chefe da divisão de planeamento.

A 20 de Janeiro de 2003 teve uma apreciação médica positiva que lhe permitiu iniciar o treino espacial. A 23 de Maio foi integrado no destacamento de cosmonautas após uma reunião da Comissão Interdepartamental para a selecção de cosmonautas. A partir de 16 de Junho começou o treino geral de cosmonauta que terminou a 27 de Junho de 2005. Samokutyayev superou os exames de formação com a classificação de "excelente".

A 5 de Julho, e por decisão do Comité de Qualificação Interdepartamental, foi classificado como Cosmonauta Teste.

Em Julho de 2008 foi nomeado para a tripulação suplente da Expedição 25 para a estação espacial internacional. Numa reunião da Direcção Médica levada a cabo a 10 de Fevereiro de 2009, obteve autorização para treinar com a tripulação suplente da Soyuz TMA. Em Outubro de 2008 foi nomeado para a tripulação principal da Expedição 27. A sua nomeação foi confirmada a 7 de Outubro de 2009 pela NASA.

Em 11 e 12 de Março de 2010 no Centro de Treino de Cosmonautas e juntamente com o cosmonauta Andrei Borisenko e com o astronauta Scott Kelly, Samokutyayev foi aprovado nos exames pré-voo com as classificações de "Bom" e "Excelente". Foi Comandante Suplente da missão da Soyuz TMA-18 a 2 de Abril de 2010.

Numa reunião da Comissão Interdepartamental para a selecção de cosmonautas e para a sua nomeação para as tripulações das Soyuz TMA e das expedições à ISS levada a cabo a 26 de Abril de 2010, Alexander Samokutyayev foi qualificado como Cosmonauta do Destacamento do Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin.

Alexander Samokutyayev tornou-se no 109º cosmonauta da Rússia e no 518º ser humano (juntamente com Andrei Ivanovich Borisenko) a realizar um voo espacial orbital.

Andrei Ivanovich Borisenko – Cosmonauta Teste da Corporação RKK Energia 'Serguei Korolev', Andrei Borisenko nasceu a 17 de Abril de 1964 em Leninnegrado, Rússia. É casado e tem um filho e uma filha.

Em 1981 ingressou no Instituto Militar de Mecânica de Leninegrado (agora BSTU 'Voenmekh" 'D. F. Ustinov') no qual se formou em 1987.

Entre 1987 e 1989 trabalhou como empregado civil na Marinha Soviética. Desde 1989 trabalha na Corporação RKK Energia 'Serguei Korolev' onde até 1999 trabalhou no grupo de análise de sistemas da estação orbital Mir, estando integrado na Equipa de Controlo de Operações. Desde 1999 até ao início do seu treino geral de cosmonauta, trabalhou como director de turno no Centro de Controlo de Missão, Korolev – Moscovo, primeiro para a estação orbital Mir (participando directamente nas operações de retirada de órbita da estação) e depois para o programa da estação espacial internacional.

A 12 de Setembro de 2002 teve uma apreciação médica positiva que lhe permitiu iniciar o treino espacial. Em Janeiro de 2003 superou os testes técnicos efectuados na Corporação RKK Energia e a 26 de Maio o Comité Mandatário Interno da Corporação RKK Energia recomendou-o à Comissão Estatal Interdepartamental. A 29 de Maio, numa reunião do Comité Interdepartamental para a selecção de cosmonautas, foi nomeado para o treino geral do destacamento de cosmonautas. Este treino foi iniciado a 16 de Junho e finalizado a 27 de Junho de 2005, sendo aprovado com a classificação de "Excelente".

A 5 de Julho de 2005, e por decisão do Comité de Qualificação Interdepartamental, foi qualificado como Cosmonauta Teste.

A 21 de Setembro de 2008 foi designado como Engenheiro de Voo suplente para a tripulação da Expedição 24, sendo também designado como Engenheiro de Voo para a tripulação principal da Expedição 26. A 21 de Novembro as suas nomeações foram confirmadas pela NASA. Porém, em Maio de 2009 a sua nomeação não foi confirmada durante a rotação regular das tripulações.

Em Abril de 2009 era anunciado que Andrei Borisenko havia sido removido da tripulação suplente da Expedição 24 para a ISS e nomeado para a tripulação suplente da Expedição 23.

Em Julho de 2009 era anunciado que Borisenko havia sido nomeado para a tripulação da Expedição 27 e a 7 de Outubro a sua nomeação era confirmada pela NASA.

Em 11 e 12 de Março de 2010 no Centro de Treino de Cosmonautas e juntamente com o cosmonauta Alexander Samokutyayev e com o astronauta Scott Kelly, Borisenko foi aprovado nos exames pré-voo com as classificações de "Bom" e "Excelente". Foi Engenheiro de Voo Suplente da missão da Soyuz TMA-18 a 2 de Abril de 2010.

Numa reunião da Comissão Interdepartamental para a selecção de cosmonautas e para a sua nomeação para as tripulações das Soyuz TMA e das expedições à ISS levada a cabo a 26 de Abril de 2010, Andrei Borisenko foi qualificado como Cosmonauta do Destacamento da Corporação RKK Energia 'Serguei Korolev'.

Andrei Borisenko tornou-se no 109º cosmonauta da Rússia e no 518º ser humano (juntamente com Alexander Mikhailovich Samokutyayev) a realizar um voo espacial orbital.

Ronald John Garan – Nascido a 30 de Outubro de 1961 em Yonkers – Nova Iorque, Ronald Garan é astronauta da agência espacial norte-americana NASA. É casado com Carmel Courtney e ambos têm três filhos.

Garan frequentou o Liceu Roosevelt, Yonkers, terminando aí os seus estudos em 1979. Em 1982 obteve um bacharelato em Economia Comercial pela Faculdade SUNY, Oneonta, e um mestrado em Ciências Aeronáuticas pela Universidade de Aeronáutica Embry-Riddle em 1994. Em 1996 obtinha um mestrado em Engenharia Aeroespacial pela Universidade da Florida.

Garan recebeu a sua comissão como Segundo Tenente na Força Aérea dos Estados Unidos em 1984 e recebeu as suas asas de piloto em 1985 enquanto permanecia na Base Aérea de Vance, Oklahoma. Finalizou o treino de F-16 na Base Aérea de Luke, Arizona, e apresentou-se Base Aérea de Hahn, República Federal Alemã, onde serviu como piloto de combate de F-16 no 496º Esquadrão de Caças Tácticos entre 1986 e 1988. Em Março de 1988 foi nomeado para o 17º Esquadrão de Caças Tácticos na Base Aérea de Shaw, Carolina do Sul, onde serviu como piloto instrutor, piloto avaliador, e piloto de combate no F-16. Enquanto permaneceu estacionado na Base Aérea de Shaw, frequentou a *USAF Fighter Weapons School*, terminando a sua formação em 1989 e regressando ao 17º Esquadrão de Caças Tácticos para assumir a posição de Oficial de Esquadrão. Entre Agosto de 1990 e Março de 1991, esteve colocado no Sudoeste Asiático em apoio das Operações Escudo do Deserto e Tempestade do Deserto onde voou missões de combate no F-16. Em 1991, Garan foi nomeado para a *USAF Fighter Weapons School*, onde serviu como piloto instrutor do F-16, Comandante de Voo e Oficial Assistente de Operações.

Em 1994 foi nomeado para o 39º Esquadrão de Caças Tácticos na Base Aérea de Eglin, Florida, onde serviu como piloto de teste de desenvolvimento e piloto principal de F-16. Garan frequentou a Escola Naval de Pilotos de Teste dos Estados Unidos na Estação Aeronaval de Patuxent River, Maryland, entre Janeiro e Dezembro de 1997, sendo posteriormente nomeado para o 39º Esquadrão de Caças Tácticos, onde serviu como Director da *Joint Air to Surface Standoff Missile Combined Test Force*. Garan era o Oficial de Operações do 40º Esquadrão de Caças Tácticos quando foi seleccionado para astronauta.

Acumulou mais de 5.000 horas de voo em mais de 30 aeronaves. Reformou-se da Força Aérea a 1 de Junho de 2009.

Ronald Garan foi seleccionado como astronauta da NASA em Julho de 2000, tendo-se apresentado para o treino no mês de Agosto. Após a finalização de um treino e de avaliações, foi nomeado para trabalhos técnicos no ramo de operações da estação espacial e do vaivém espacial do Departamento de Astronautas, tendo contribuído para a investigação das causas do desastre com o vaivém espacial Columbia e posterior esforço para o regresso aos voos. Em Abril de 2006 tornou-se num aquanauta através da sua participação na missão NEEMO 9 (*NASA Extreme Environment Mission Operations)* da NASA e da NOAA, uma missão de pesquisa levada a cabo no Aquarius que é o único laboratório submarino do mundo. Durante a sua missão de 18 dias, a tripulação de seis pessoas no NEEMO 9 desenvolveu procedimentos de exploração lunar e aplicações de tecnologias de tele-medicina em apoio de futuras explorações espaciais.

A primeira missão espacial de Garan teve lugar entre 31 de Maio e 14 de Junho de 2008 a bordo do vaivém espacial OV-103 Discovery. A missão STS-124 transportou o módulo japonês *Japanese Experiment Module-Pressurized Module* (JEM-PM) e o sistema de manipulação remota japonês *Japanese Remote Manipulator System*. Nesta missão realizou três actividades extraveículares num total de 20 horas e 32 minutos. A missão STS-124 teve uma duração de 13 dias, 18 horas, 13 minutos e 7 segundos.

Ronald Garan foi o 301º astronauta dos Estados Unidos e o 475º ser humano (juntamente com os astronautas Gregory Errol Chamitoff, Kenneth Todd Ham e Akihiko Hoshide) a realizar um voo espacial orbital.

Ao participar na Missão Soyuz TMA-21 Expedição 27/28, Garan torna-se no 223º astronauta dos Estados Unidos e no 316º ser humano a realizar dois voos espaciais orbitais.

A tripulação suplente da Soyuz TMA-21: Daniel Christopher Burbank (EUA), Anton Nikolayevich Shkaplerov (Rússia) e Anatoli Alexeievich Ivanishin (Rússia).

.

O voo da Soyuz TMA-21

Quando um astronauta é nomeado para um determinado voo espacial, é criada uma matriz de treino denominada CQRM (*Crew Qualifications and Responsability Matrix*). No fundo, este documento contém a informação acerca de qual membro da tripulação irá levar a cabo uma determinada tarefa na missão, isto é qual é o seu objectivo no voo que irá levar a cabo. As equipas de treino na Rússia e nos Estados Unidos utilizam este documento para determinar se um membro da tripulação será operador ou se será especialista para um determinado sistema da estação orbital. Um operador somente necessita saber como operar um determinado equipamento, tal como o computador da estação, ou saber como enviar um comando para um determinado sistema da estação: por exemplo, como elevar a temperatura num determinado módulo. Um especialista necessita de saber como reparar um determinado problema com o computador ou reparar o sistema de controla a temperatura da estação.

Geralmente o treino para uma missão a bordo da ISS tem uma duração de 18 meses durante os quais os astronautas e cosmonautas aprendem a trabalhar com os sistemas da estação.

Cada sistema na estação (eléctrico, aquecimento e arrefecimento, comunicações, etc.) possui um plano de treino separado para os operadores e para os especialistas. Todos os membros da tripulação devem saber o suficiente acerca de cada sistema da estação para serem pelo menos operadores. O treino de um especialista é mais demorado, logo um astronauta ou cosmonauta só será especialista em alguns sistemas, enquanto os restantes membros da tripulação serão especialistas em outros sistemas.

A toda a tripulação é designada uma equipa de treinadores. Estes treinadores são especialistas que ensinam a tripulação tudo o que é necessário para que a missão seja levada a cabo com sucesso. O denominado *Station Training Lead* (STL) está encarregue da equipa de treino. Esta pessoa é um instrutor com muitos anos de experiência no ensino dos astronautas e cosmonautas. A equipa possui um instrutor para cada um dos oito sistemas principais da estação espacial. A equipa também possui instrutores para as experiências científicas que são levadas a cabo a bordo da estação e outros instrutores que ensinam os membros da tripulação a levar a cabo saídas para o exterior em caso de necessidade.

Os membros da tripulação também se deslocam ao Canadá para aprenderem a operar com o braço robot da ISS, o Canadarm2. Outra parte do treino dos membros da ISS consiste em saber como tratar um outro membro da tripulação caso este adoeça em órbita.

Uma parte fundamental do treino dos membros das futuras tripulações da ISS é a sua preparação para levar a cabo várias experiências científicas em órbita. A ISS é uma área excepcional para a realização de experiências que não podem ser levadas a cabo na Terra e como tal os astronautas e cosmonautas em órbita devem tirar partido de todo o tempo disponível. Equipas de cientistas e instrutores ocupam centenas de horas para garantir que cada membro da tripulação possui o conhecimento e a perícia necessária para levar a cabo as experiências para as quais foi designado, pois os investigadores na Terra dependem muito dessas experiências.

A tripulação recebe formação específica em variadas áreas tal como já o haviam recebido tripulações anteriores. Estas tripulações levaram a cabo experiências com o cultivo de células humanas para estudar a forma como o cancro se desenvolve, trabalhando também com antibióticos para encontrar uma forma de os produzir mais rapidamente na Terra. Essas tripulações procederam também ao crescimento de plantas para produzir sementeiras resistentes a várias pragas e cristais para melhorar a produção de gasolina. O corpo humano foi também estudado em microgravidade, reunindo-se informação relativamente a situações patológicas humanas como por exemplo a formação de pedras nos rins e a análise da performance das células do fígado. Outras experiências tiram partido da reduzida gravidade na ISS para estudar os processos físicos. Ao eliminar a gravidade, os pesquisadores podem compreender melhor algumas das pequenas forças que ocorrem em processos tais como na produção de semicondutores.

Algumas das experiências levadas a cabo em órbita requerem que os membros das tripulações as activem e terminem (como o crescimento de cristais, por exemplo), enquanto que outras experiências requerem que os astronautas e cosmonautas sejam meros operadores. As experiências relacionadas com as Ciências da Vida são únicas pois os membros da tripulação servem muitas vezes como cobaias humanas e operadores ao mesmo tempo. Este tipo de experiências ajudam a melhor compreender a forma como o corpo humano se adapta a longos períodos em microgravidade, podendo também esta informação ajudar as pessoas na Terra.

Tal como aconteceu com as anteriores tripulações, os instrutores tiveram de determinar a forma de como os cosmonautas e astronautas seriam treinados para cada experiência e quantas horas de treino seriam necessárias, além de definir quem iria levar a cabo o treino, quais os procedimentos, software e equipamento seria necessário. Os planos de treino individual para cada experiência são combinados num único plano que inclui todas as experiências de uma disciplina científica.

O Centro Espacial Marshall em Huntsville, Alabama, é responsável pela orientação do plano de treino de cada membro da tripulação para todas as experiências levadas a cabo nos módulos americanos. As áreas de pesquisa incluem as Ciências da Vida, Ciências Físicas, Biologia Espacial Fundamental, Desenvolvimento de Produtos Espaciais e Ciências da Terra / Voo Espacial.

Como o tempo da tripulação, quer seja antes, durante ou depois do voo, é um bem muito precioso, cada detalhe de uma dada sessão de treino para uma dada experiência deve ser planeado, praticado e coordenado com muita precisão. Frequentemente o cientista ou o investigador principal para uma determinada experiência, instrui os membros da tripulação na forma de como operar a sua experiência. As sessões auxiliadas por computador (CBT – *Computer Based Training*) são também desenvolvidas por especialistas para proporcionar sessões de treino no solo e em órbita. Estas sessões podem ser utilizadas pela tripulação para treino de proficiência, para manter as suas aptidões e conhecimentos sobre uma experiência específica ou para treino inicial.

Nos meses que antecederam o seu voo, os dois cosmonautas tornaram-se especialistas em cada experiência que realizam em órbita, prontos para proporcionar aos cientistas os dados que necessitam para melhorar a vida no nosso planeta.

Um treino internacional

O treino dos membros da expedições permanentes na ISS decorre em várias partes do planeta, nomeadamente no Centro Espacial Johnson, Houston – Texas, no Centro Espacial Kennedy, Florida, na Sede da Agência Espacial do Canadá, Saint-Hubert – Quebec, no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin, Cidade das Estrelas – Moscovo, e no Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Tyura Tan – Cazaquistão.

O Centro Espacial Johnson é a base dos astronautas da NASA e uma casa longe de casa para os astronautas e cosmonautas visitantes, e membros das expedições permanentes de outros países. Sendo o principal local de treino para as tripulações, o centro espacial possui equipas

de instrutores profissionais, instalações de treino, salas com ambientes de simulação integrada e laboratórios para auxiliar os astronautas e cosmonautas a se prepararem para a sua missão.

O Centro Espacial Kennedy, junto à costa atlântica, é o local de lançamento dos vaivéns espaciais. Os astronautas obtêm a prática fundamental nas instalações de processamento da estação espacial com os elementos com os quais irão lidar durante a sua missão antes de serem lançados para o espaço.

Sendo um participante essencial no projecto da ISS ao fornecer o Canadarm2, o Canadá treina os astronautas nas suas instalações que possuem simuladores do denominado MSS (*Mobile Servicing System*) que inclui o Canadarm2 e o MBS (*Mobile Base System*). Os membros das diversas tripulações recebem formação em robótica para os preparar para as complexas operações com o braço robótico da ISS. Os astronautas treinam no VOTE (*Virtual Operations Training Environment*) que proporciona um ambiente tridimensional de realidade virtual no qual os astronautas praticam a manipulação do MSS compreendendo assim os seus movimentos em relação às estruturas externas da estação.

O Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin está situado nos arredores de Moscovo na chamada Cidade das Estrelas (Звездный) – Zvyozdny Gorodok. Este é o principal local de treino para os cosmonautas russos contendo instrutores profissionais, salas de aula, simuladores e modelo em escala real dos elementos tripulados em órbita. Os cosmonautas recebem todo o ensinamento necessário para conhecerem a fundo os módulos que compõe a secção russa da ISS. O centro de treino contém também o denominado Hidrolaboratório que oferece um ambiente realista para o treino das actividades extraveículares levadas a cabo a partir do módulo Pirs e utilizando fatos extraveículares Orlan-DM.

O Cosmódromo de Baikonur é utilizado para lançamentos orbitais desde o alvorecer da Era Espacial. O complexo é composto por dezenas de plataformas, rampas e silos subterrâneos de lançamento, contendo também estações de rastreio e controlo. Os membros das expedições permanentes e das tripulações táxi realizam simulações a bordo de modelos 7K-STMA.

O hidrolaboratório na Cidade das Estrelas permite o treino de actividades extraveículares com os fatos espaciais russos e na secção russa da ISS. Imagem: Rui C. Barbosa

Treino específico para as actividades extraveículares

Uma parte muito especial do treino das tripulações da ISS, é o treino para as actividades extraveículares. A primeira fase deste treino passa por ensinar aos astronautas e cosmonautas como envergar os diferentes tipos de fatos espaciais extraveículares. Estes fatos proporcionam o ar que o astronauta necessita enquanto realiza os seus trabalhos no exterior da estação, mantendo também o corpo do astronauta numa temperatura confortável apesar de estarem temperaturas extremamente quentes ou extremamente frias no exterior.

Como o fato espacial é muito grande, os membros da tripulação tiveram de praticar como movimentar-se enquanto o envergam e aprenderam como utilizar as diversas ferramentas com as volumosas luvas nas mãos. Tanto os astronautas como os cosmonautas praticam as saídas para o espaço no interior de grandes piscinas, treinando sete horas debaixo de água por cada hora que passam no espaço exterior.

Os cosmonautas russos possuem uma piscina (Hidrolaboratório) no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin, Cidade das Estrelas. Aqui, tanto os astronautas como os cosmonautas aprendem a utilizar os fatos extraveículares russos Orlan-DM. Por outro lado, também levam a cabo sessões de treino no NBL (*Neutral Buoyancy Laboratory*), situado no Centro Espacial Johnson em Houston, Texas. O NBL possui um comprimento de 62 metros, uma largura de 31 metros e uma profundidade de 12 metros, contendo 22,7 milhões de litros de água. No fundo desta enorme piscina, de facto a maior piscina interior do mundo, encontra-se um modelo da ISS, que tem o mesmo tamanho da estação que se encontra em órbita. Na piscina existem também um modelo do porão de carga do vaivém espacial.

Um astronauta que se encontra submerso no NBL, encontra muitas semelhanças ao estado de imponderabilidade no exterior de um veículo em órbita, porém não é o mesmo que se encontrar a flutuar no espaço. Um astronauta não se encontra em imponderabilidade, encontrando-se num estado de flutuação neutral[1]. No NBL são colocados pesos ou flutuadores junto do fato espacial de forma a fazer do astronauta um flutuador neutral, o que o faz sentir como se estivesse no espaço flutuando sem gravidade.

Após saber se movimentar com o fato espacial, o astronauta aprende a executar as suas tarefas na sua actividade extraveícular envergando um usual fato de mergulho. Após passar esta fase inicial, o astronauta começa a praticar os mesmos procedimentos mas desta vez envergando o seu fato espacial extraveícular. Na piscina outros mergulhadores auxiliam o astronauta a movimentar-se até que este se habitue a mover-se com o fato extraveícular. O astronauta aprende também a manter-se imóvel numa determinada posição, pois um movimento mais forte no espaço e fará com que este flutue para longe da estação.

[1] Este termo, "flutuador neutral", significa que um objecto não flutua para a superfície ou se afunda para o fundo da piscina.

A fase seguinte verá o astronauta a aprender a utilizar as ferramentas que serão necessárias durante a saída para o espaço. O astronauta pratica todos os movimentos dezenas de vezes até que os execute correctamente. Ao contrário dos astronautas que auxiliam na montagem da ISS ou que tiveram de reparar o telescópio espacial Hubble, os membros das tripulações permanentes da ISS aprendem a levar a cabo muitas tarefas no exterior da estação para estejam preparados a reparar qualquer falha que possa surgir durante a permanência em órbita.

Os cosmonautas seguiram o regime normal de treinos e de preparação para a sua permanência a bordo da estação espacial internacional com visitas frequentes ao Centro Espacial Johnson (Houston – Texas) e ao Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin (Moscovo).

Preparativos finais para o lançamento

O veículo 11F732 que seria inicialmente utilizado na missão Soyuz TMA-20 chegou ao Cosmódromo de Baikonur no dia 3 de Outubro de 2010. Após os usuais procedimentos alfandegários, o comboio foi transferido para a rede de caminhos-de-ferro do cosmódromo e transportado para o edifício de processamento, montagem e teste MIK da Área 254. Quando o veículo foi removido do seu contentor de transporte, os especialistas da Corporação RKK Energia Sergey Korolev detectaram zonas que haviam sido danificadas durante o transporte para o cosmódromo. A certa altura um dos cabos de fixação ter-se-á rompido permitindo que a cápsula embatesse nas paredes do contentor durante a viagem. Em resultado, o escudo térmico ter-se-á deslocado mais de 1,5 mm. Após as investigações levadas a cabo ao acidente, foi decidido proceder-se à remoção do módulo de descida e substitui-lo pelo módulo de descida que seria utilizado na missão Soyuz TMA-21. O novo módulo chegava a Baikonur no dia 13 de Outubro. Este acidente acabou por não ter efeitos significativos na data de lançamento de Dezembro de 2010 e os trabalhos de substituição do módulo de descida foram levados a cabo em Baikonur.

De facto, não foi a primeira vez que uma cápsula Soyuz voou com um módulo de descida que era destinado a outro veículo. A Soyuz T-15 (11F732 n.º 21L) reutilizou o módulo de descida da Soyuz T-10 (11F732 n.º 16L) que esteve envolvido no lançamento abortado em 1983. A Soyuz TMA-10 tinha a designação 11F732 n.º 61A mas inicialmente era designada 11F732 n.º 59, porém o seu painel de instrumentação teve de ser substituído devido a problemas técnicos. Da mesma fora, a Zond L-1 n.º 13L utilizou o módulo de descida do veículo 7L.

A 7 de Dezembro de 2010, o módulo de descida da Soyuz TMA-21 já estava reparado e pronto para ser integrado no resto do veículo. Os especialistas da Corporação Energia procederam à substituição das correias de fixação dos cobertores de protecção térmica que haviam sido danificadas, tendo também procedido a uma análise do escudo térmico e verificado a sua fiabilidade.

O foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-036) que seria utilizado para lançar a Soyuz TMA-21 (Союз TMA-21) chegava à estação de caminhos-de-ferro de Tyura Tam no dia 15 de Novembro de 2010. Após passar pelos normais procedimentos alfandegários, os diversos componentes do lançador foram transferidos para a rede de caminhos-de-ferro do Cosmódromo GIK-5 Baikonur e transportados para o edifício de integração e montagem MIK da Área 112.

O emblema oficial da missão Soyuz TMA-21 foi aprovado por Anatoly Perminov, Presidente da Roscosmos, a 27 de Dezembro. O emblema é baseado num desenho feito por uma criança francesa chamada Marciel Santos Kayle (12 anos de idade), da Guiana Framcesa. Anteriormente Perminov já havia referido que a Soyuz TMA-21 seria denominada 'Gagarin' em honra do 50º aniversário do primeiro voo espacial tripulado a 12 de Abril de 1961.

Em princípios de Fevereiro de 2011 a Soyuz TMA-21 'Gagarin' chegava a Baikonur e após ser transferida para as instalações de teste e montagem no MIK 254, o sistema de acoplagem Kurs foi testado a 8 de Fevereiro.

As duas tripulações da Soyuz TMA-21 levavam a cabo os exames finais no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin nos dias 4 e 5 de Março sendo aprovadas para a missão. Estando no interior de simuladores, as duas tripulações tiveram de levar a cabo diferentes tarefas e lidar com diferentes situações de emergência, tais como a falha do sistema de regeneração de oxigénio Elektron e a falha dos transmissores UHF, situações de incêndio na ISS e outras situações de contingência na Soyuz TMA.

A 9 de Março, e após ser submetida a testes no interior de câmara de vácuo 17T523M, a Soyuz TMA-21 é transportada de volta para o MIK 254. Entretanto, o lançamento é adiado devido a problemas num condensador no equipamento Kvant-V localizado no módulo de propulsão. A 18 de Março o problema estava resolvido com a substituição do condensador e a posterior certificação de todo o sistema.

Uma nova data de lançamento, 4 de Abril pelas 2218:20UTC, era confirmada pela agência espacial russa a 18 de Março.

No dia 21 de Março as duas tripulações chegavam ao cosmódromo Baikonur para iniciar a fase final do seu treino para a missão. As tripulações viajaram separadas em aviões Tupolev Tu-154 e Tupolev Tu-134. No dia seguinte após a chegada a Baikonur, os cosmonautas procederam à inspecção da Soyuz TMA-21, experimentavam os fatos espaciais pressurizados Sokol-KV2 e os assentos individuais, além de verificarem a documentação que seria utilizada no lançamento e em órbita a bordo do novo veículo. Os cosmonautas procederam também à verificação do equipamento de comunicação via rádio. Neste dia é também iniciada a fase de treino final ao mesmo tempo que tinha lugar a reunião da Comissão Técnica Estatal onde foi tomada a decisão de se proceder com o abastecimento da Soyuz TMA-21 com os gases e propolentes necessários para as suas manobras orbitais.

A 23 de Março a Comissão Técnica para o lançamento da Soyuz TMA-21 'Gagarin' levou a cabo uma reunião para analisar os preparativos para a missão e no final foi tomada a decisão de se proceder ao abastecimento do veículo com os propolentes e os gases de pressurização necessários para as suas manobras orbitais.

A tradicional cerimónia do içar das bandeiras teve lugar a 24 de Março com os cosmonautas a içarem as bandeiras da Rússia, do Cazaquistão e dos Estados Unidos no pátio do Hotel Cosmonauta, onde estariam alojados até ao dia do lançamento.

O abastecimento da Soyuz TMA-21 foi levado a cabo nos dias 24 e 25 de Março, no final a cápsula era transportada de volta para as instalações de processamento. No dia 27 a cápsula era acoplada com o compartimento de transferência que faz a ligação física com o terceiro estágio do foguetão lançador 11A511FG Soyuz-FG. Os desenhadores e engenheiros da Corporação S.P. Korolev RSC Energia procederam à inspecção do veículo no dia 1 de Outubro e de seguida foi autorizada a colocação da cápsula no interior da ogiva de protecção do foguetão lançador.

O dia 30 foi um dia dedicado á imprensa com os cosmonautas e astronauta a levarem a cabo muitas tradições do programa espacial russo. Os jornalistas tiveram a oportunidade de manhã de conversarem com a tripulação durante uma conferência de imprensa. Ainda na manhã a tripulação levou a cabo uma simulação de uma acoplagem com a estação espacial internacional, levou a cabo sessões de exercício físico e treino no simulador de gravidade zero, além de jogarem bilhar e ténis de mesa. Pela tarde foi cumprida a tradição do plantar de uma árvore por cada tripulantes, uma tradição iniciada em 1961 por Yuri Gagarin, e continuou depois o seu treino

O veículo 11Ф732A17 № 231 na sua configuração de lançamento foi inspeccionada pela tripulação no edifício MIK-254 a 31 de Março e nesse mesmo dia o módulo orbital (contendo a cápsula) foi transportada para o edifício de integração e montagem do lançador no qual foi integrado com o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG no dia 31. Neste dia foi levada a cabo uma reunião da Comissão Governamental e da Comissão Técnica que tomou a decisão de autorizar o transporte do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG contendo a cápsula 11Ф732A17 № 231 para a plataforma de lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 'Gagarinskiy Start' (17P32-5).

No dia 2 de Abril o foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-036) foi transportado para a plataforma de lançamento. O transporte do lançador é levado a cabo na horizontal sobre um vagão de caminho de ferro especialmente equipado com um sistema pneumático que segura o foguetão e o coloca na posição vertical sobre o fosso das chamas na plataforma de lançamento. Após ser colocado na plataforma PU-5 deu-se início ao primeiro dia de actividades de preparação para o lançamento. No mesmo dia é levada a cabo uma reunião da Comissão Governamental que aprova em definitivo a constituição da tripulação principal da Soyuz TMA-21, tomando também a decisão de se prosseguir com os preparativos para o lançamento do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG.

A contagem decrescente final para o lançamento teve início pelas 1418UTC do dia 4 de Abril, iniciando-se as verificações dos sistemas da Soyuz TMA. As baterias internas para o fornecimento de energia foram instaladas no foguetão lançador às 1618UTC e pelas 1650UTC a Comissão Estatal dava a luz verde para o prosseguimento das operações de lançamento. Após abandonar o Hotel Cosmonauta, a tripulação chegava ao edifício MIK-254 às 1705UTC. A revisão dos procedimentos de abastecimento do foguetão lançador iniciou-se às 1800UTC. O abastecimento do foguetão inicia-se às 1820UTC.

Entretanto, e após envergar os fatos pressurizados Sokol-KV2 pelas 1800UTC, a tripulação apresenta-se perante as delegações das diferentes agências espaciais (1840UTC) e perante a Comissão Estatal (1910UTC), afirmando a sua prontidão para levar a cabo o programa de voo estipulado. Às 1918UTC era finalizado o abastecimento de oxigénio líquido ao primeiro e segundo estágio do foguetão Soyuz-FG.

A tripulação chegava à plataforma de lançamento às 1940UTC e logo de seguida tomava o elevador que lhe daria acesso ao seu veículo tripulado no topo do lançador, entrando na Soyuz TMA-21 às 1950UTC. De seguida é levada a cabo a verificação e teste dos sistemas do módulo de descida e a escotilha de acesso à Soyuz TMA-21 é fechada e testada às 2020UTC.

As verificações finais dos sistemas da cápsula espacial são iniciadas às 2035UTC ao mesmo tempo que se procede à activação dos giroscópios, iniciando-se o fluxo de ar para os fatos Sokol, procedendo-se à pressurização da Soyuz TMA-21 e dando-se início à verificação final dos sistemas do lançador. A T-1h 30m é verificada a pressão na escotilha que separa o módulo de descida do módulo orbital. Nesta altura a tripulação activa o sistema de comunicações.

O sistema de orientação inercial do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG foi activado às 2118UTC e nesta altura inicia-se a evacuação da área da plataforma de lançamento PU-5. O programa de voo é carregado nos computadores de bordo às 2133UTC ao mesmo tempo que são baixadas as duas metades da torre de serviço que são assim colocadas na posição de lançamento. Às 2138UTC estavam finalizados os testes do módulo de descida da Soyuz TMA-21. Os testes de pressurização dos fatos Sokol-KV são finalizados às 2138UTC e o sistema de emergência é colocado em modo automático, bem como a instrumentação individual de emergência da tripulação. Pelas 22080UTC os giroscópios são colocados em modo de voo e os gravadores de bordo são activados. Estes gravadores irão registar todos os dados telemétricos do veículo bem como s conversações entre os cosmonautas e com o Centro de Controlo de Voo em Moscovo (TsUP). A sequência automática de lançamento é activada às 2212UTC com o complexo de lançamento e todos os sistemas da Soyuz TMA-M e do foguetão lançador a serem declarados prontos para o lançamento.

Os sistemas de telemetria de bordo e do solo são activados às 2213UTC com os sistemas de bordo a serem transferidos para o controlo de bordo. Nesta altura os sistemas de controlo do Comandante da Soyuz TMA-21 foram activados ao mesmo tempo que é introduzida no *bunker* de controlo a chave de lançamento. Por esta altura os três homens começam a consumir o ar proveniente dos fatos pressurizados ao encerrar as viseiras dos seus capacetes.

Pelas 2215:05UTC deu-se a purga com nitrogénio das câmaras de combustão dos motores do primeiro e do segundo estágio. A energia do mastro umbilical para o 3º estágio é desligada às 2215:40UTC e às 2215:45UTC dá-se início à pressurização dos tanques de propolente do foguetão lançador. Nesta altura o sistema de medida de bordo é activado e é iniciada a pressurização de todos os tanques do lançador com nitrogénio cinco segundos mais tarde. Nesta fase são activados os sistemas de medição de bordo. As válvulas de fornecimento, drenagem e de segurança dos tanques do lançador são encerradas às 2216:00UTC ao mesmo tempo que se termina com o abastecimento de oxigénio e nitrogénio.

Às 2217:20UTC o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG começa a receber energia das suas próprias baterias, dando-se início à sequência automática de lançamento. Nesta fase é separada a primeira torre umbilical conectada ao lançador. O segundo braço umbilical para fornecimento de energia ao terceiro estágio separa-se do lançador às 2218:05UTC. O comando para o lançamento foi dado às 2218:00UTC e nesta fase entram em ignição os motores vernier dos propulsores laterais. As turbo-bombas dos motores a funcionam à velocidade de voo e os motores do primeiro estágio atingem a força máxima às 2218:15UTC, com o lançamento a ter lugar às 2218:20,115UTC.

A separação do sistema de emergência da cápsula deu-se às 2220:13,50UTC seguindo-se a separação do primeiro estágio às 2220:17,92UTC. O impacto no solo do sistema de emergência tiver lugar na Área n.º 16 localizada no Distrito de Karaganda, Cazaquistão. O sistema de emergência tem uma massa de 1.935 kg. O impacto no solo terá ocorrido a 47º 18' N – 67º 14' E. O impacto no solo dos propulsores que constituíram o primeiro estágio tive lugar na Área n.º 49 localizada no Distrito de Karaganda, Cazaquistão. O impacto no solo terá ocorrido a 47º 22' N – 67º 28' E.

A separação da carenagem de protecção teve lugar às 2220:57,60UTC e acabou por cair na Área n.º 69 localizada no Distrito de Karaganda (48º 01' N – 69º 33' E). Terminada a queima do segundo estágio (2223:05,17UTC) este separa-se às 2223:07,42UTC, tendo impactado nas Áreas n.º 306 (50º 52' N – 83º 00' E) e 307 (50º 54' N – 83º 16' E) localizada no Distrito de Altai, República de Altai (Rússia) – Distrito de Cazaquistão Este (Cazaquistão). Após a separação do segundo estágio, deu-se às 2223:09,17UTC a separação da estrutura que faz a ligação física entre o segundo e o terceiro estágio. Esta secção de ligação acabou por impactar na Área n.º 309 (50º 56' N – 83º 35' E) localizada no Distrito de Altai, República de Altai (Rússia) – Distrito de Cazaquistão Este (Cazaquistão). O final da queima do estágio Block-I ocorre às 2227:05,18UTC e a separação entre a Soyuz TMA-21 e o Block-I teve lugar às 2227:08,48UTC.

A Soyuz TMA-21 ficou colocada numa órbita inicial com um apogeu a 242 km de altitude, um perigeu a 200 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,67º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 88,64 minutos.

Agora em órbita terrestre, a Soyuz TMA-21 inicia uma perseguição de dois dias á ISS. Ao longo destes dias são levadas a cabo algumas manobras orbitais que alteram os parâmetros da órbita do veículo tripulado.

Após entrar em órbita terrestre os tripulantes executam várias tarefas para preparar o veículo para o voo orbital. Estas tarefas iniciam-se com a abertura automática dos painéis solares e das antenas de comunicações. De seguida procede-se com a pressurização dos tanques de propolente, com o enchimento dos distribuidores e a sonda de acoplagem é colocada em posição. Os cosmonautas podem agora ter acesso ao módulo orbital da Soyuz TMA-M mas primeiro verificam que não existe qualquer fuga de ar entre esse módulo e o módulo de regresso onde se encontram. Entretanto, são também levados a cabo outros testes automáticos tal como acontece com o auto-teste do sistema de encontro e acoplagem KURS. Os sensores angulares BDUS são também testados e a cápsula é colocada na atitude apropriada em órbita ao mesmo tempo que é colocada numa lenta rotação sobre o seu eixo longitudinal para evitar o aquecimento excessivo de um doa seus lados (após ser testado o sistema de controlo rotacional manual).

Após se verificar que não existem fugas entre o módulo orbital e o módulo de descida, a tripulação pôde então entrar no módulo orbital e despir os seus fatos pressurizados. Em antecipação das duas primeiras manobras orbitais, a Soyuz TMA-M recebe então os dados relativos às queimas que o seu motor terá de efectuar. Entretanto, a tripulação activa o sistema de purificação de ar SOA no interior do módulo orbital ao mesmo tempo que desactiva esse sistema no módulo de descida.

A primeira manobra orbital teve lugar às 0305:50UTC do dia 5 de Abril durante a 3ª órbita. O motor da cápsula foi activado durante 27,4 s alterando a velocidade em 10,64 m/s. Após esta manobra a Soyuz TMA-21 ficou colocada numa órbita com um apogeu a 242,4 km de altitude, um perigeu a 225,9 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,63º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 88,99 minutos. A segunda manobra orbital teve lugar na 4ª órbita às 0339:36UTC com o motor a ser activado durante 50,8 s e alterando a velocidade em 20,36 m/s. Após esta manobra a Soyuz TMA-21 ficou colocada numa órbita com um apogeu a 302,8 km de altitude, um perigeu a 231,5 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,65º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 89,69 minutos. De notar que antes da execução destas manobras a Soyuz TMA-M deixa de efectuar rotações sobre o seu eixo longitudinal, sendo colocada de novo nesta situação após a segunda manobra orbital.

A terceira manobra orbital teve lugar na 17ª órbita às 2354:53UTC com o motor a ser activado durante 6,2 s e alterando a velocidade em 2,00 m/s. Após esta manobra a Soyuz TMA-21 ficou colocada numa órbita com um apogeu a 302,6 km de altitude, um perigeu a 237,7 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,65º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 89,75 minutos.

Às 1955:00UTC do dia 6 de Abril o controlo de atitude da ISS foi transferido de Houston para Korolev e pelas 2011:00UTC a estação espacial coloca-se na atitude desejada para a acoplagem. A sequência automática para o encontro em órbita dos dois veículos tem início às 2058:05UTC e o primeiro impulso da quarta manobra por parte da Soyuz TMA-21 ocorre às 2120:02UTC, com o segundo impulso a ser levado a cabo às 2142:03UTC. O sistema de encontro e acoplagem Kurs-A da Soyuz TMA-21 foi activado às 2144:00UTC e o sistema Kurs-P da ISS foi activado às 2146:00UTC. Quando a Soyuz TMA-21 se encontrava a uma distância de 115 km da estação espacial, procedeu-se à activação (2204:25UTC) da ligação de voz via VHF-2. A quinta manobra de aproximação foi levada a cabo às 2205:25UTC. A uma distância de 92 km são obtidos os primeiros dados válidos provenientes do Kurs-P.

Às 2229:45UTC a distância entre os dois veículos é de 17,2 km e nesta altura os sistemas Kurs-A e Kurs-P levam a cabo um teste de proximidade. Às 2236:25UTC teve lugar a activação do sistema de televisão da Soyuz TMA-21. Nesta altura a distância entre os dois veículos era de 9,1 km. Uma nova manobra ocorre às 2243:58UTC com a Soyuz TMA-21 a atingir o ponto alvo balístico às 2248:05UTC. Duas novas manobras são levadas a cabo às 2249:50UTC e 2251:42UTC com a activação dos motores da Soyuz TMA-21.

O modo de voo em torno da ISS é iniciado às 2253:44UTC e o veículo está estacionário às 2301:00UTC. A aproximação final inicia-se às 2302:00UTC. A acoplagem com o módulo Poisk tem lugar às 2309:17UTC a uma altitude de 365 km sobre a Argentina.

A janela de aproximação inercial com a ISS encerrou-se às 2319:00UTC. Pelas 2338:00UTC dava-se a retracção da sonda de acoplagem da Soyuz TMA-21 com os ganchos de fixação a serem encerrados de seguida. Pouco depois a cápsula começava a receber energia proveniente da ISS e procedia-se à verificação da existência de fugas entre os dois veículos. O controlo da ISS era devolvido ao Centro de Controlo de Missão em Houston às 0030:00UTC do dia 7 de Abril.

Finalizados os procedimentos para a verificação de fugas, procedeu-se à abertura das escotilhas de acesso entre os dois veículos pelas 0214UTC com os novos tripulantes a entrar na estação espacial. Após uma curta cerimónia de boas vindas com uma ligação em directo com o Centro de Controlo de Korolev, os novos residentes levaram a cabo uma pequena manutenção dos seus fatos espaciais pressurizados e transferiram uma pequena quantidade de carga para a ISS.

O programa científico da Expedição 27/28

Durante a sua permanência a bordo da ISS a Expedição 27/28 levará a cabo um programa científico que constará de 725 sessões baseadas em 50 experiências. Destas experiências, 47 já foram começadas em expedições anteriores e três experiências são novas (SLS, Dalnost e Great Start).

Para a implementação deste programa de pesquisa científica é necessário o transporte de 394,94 kg de carga científica, dos quais 24,61 kg foram transportados a bordo da Soyuz TMA-21; 155,52 kg são transportados a bordo do cargueiro Progress M-10M; 2,23 kg são transportados pela Soyuz TMA-02M; 4,75 são transportados a bordo do Progress M-11M; e 207,86 kg são transportados a bordo do cargueiro Progress M-12M. Os resultados científicos serão trazidos de volta para a Terra pelos veículos tripulados, esperando-se que se obtenha um total de 40,93 kg de resultados (26,55 kg são trazidos pela Soyuz TMA-20 e 14,38 kg são trazidos pela Soyuz TMA-21).

O programa científico requer um consumo contínuo de até 300W com uma média diária de 367W.

O programa científico da Expedição 27/28 requer um total de 359 horas e 20 minutos do tempo da tripulação russa em órbita. Deste total 174 horas 25 minutos serão dispensados na fase da Expedição 27 (Dmitry Kondratyev – 55h 40m; Alexander Samokutyayev – 83h 20 m; Andrei Borisenko – 35h 25m) e 359 horas 20 minutos serão dispensados na fase da Expedição 28 (Andrei Borisenko – 132h 35m; Alexander Samokutyayev – 132h 40m; Sergey Volkov – 94h 05m).

Os resultados serão entregues aos investigadores principais através de kits de amostras (38), dispositivos de dados electrónicos (86) e dados telemétricos (88,6 Gbyte).

Área de Pesquisa	Experiências
Ciências da Vida	Sonocard, Vzaimodeystviye, Tipologia, Pnevmocard, Sprut-2, Poligen, Biorisk, Rastenya
Tecnologia Espacial e Ciências dos Materiais	Kristallizator, Plasma Crystal
Biotecnologia espacial	Lactolen, ARIL, OChB, Conjugatsiya, Biotrek, Biodegradatsia, Bioemulsiya, Kaskad, Zhenshen-2, Membrana, Aseptik, BIF, Bacteriofag, Structura, Konstanta
Detecção remota de recursos terrestres	MW-Radiometry, Rusalka, Seyner, Ekon
Pesquisa Geofísica	Relaksatsia, Uragan, Vsplesk, Molniya-Gamma, Radar-Progress
Pesquisa Tecnológica	Vector-T, Izgib, Identifikatsiya, Veterok, SLS, Sreda-MKS, Kontur, VIRU, Bar, Dalnost
Pesquisa dos Raios Cósmicos	BTN-Neutron, Matryoshka-R
Programas educacionais e humanitários	Kulonovskiy Kristall, MAI-75, Tem-Mayak, Great Start

As experiências do programa científico da Expedição 27/28

- **Ciências da Vida**

Sonocard – desenvolvimento de propostas para melhorar os sistemas de monitorização da saúde da tripulação utilizando métodos de contacto mínimo durante o período de sono.

Vzaimodeystviye – estudo das leis comportamentais de um pequeno grupo ao longo de um voo espacial de longa duração. Estudo do impacto das diferenças pessoais, culturais e nacionais na percepção mútua dos membros da tripulação e da estrutura de grupo. Estudo da dinâmica da auto-percepção dos membros da tripulação em situações de stress durante as diferentes fases do voo espacial de longa duração. Estudo da dinâmica de grupo ao longo do voo espacial de longa duração.

Tipologia – identificação das características de manifestações tipológicas de actividades que podem ser utilizadas para determinar o estado mental, predição e correcção das qualidades das tarefas profissionais levadas a cabo num voo espacial.

Pnevmocard – aquisição de nova informação científica para melhorar a compreensão acerca dos mecanismos de adaptação do sistema cardiorrespiratório e de todo o organismo às condições de voo espacial.

Sprut-2 – estudo da dinâmica da composição do organismo e distribuição dos meios líquidos do organismo humano num voo espacial de longa duração para avaliação dos mecanismos de adaptação e melhoria das medidas para prevenir os efeitos adversos da ausência de peso.

Poligen – estudo das correlações entre os parâmetros de adaptabilidade das populações de Drosophila melanogaster e a sua estrutura genética, bem como a procura de critérios de identificação de organismos vivos mantendo a máxima resistência possível ao ambiente do voo espacial.

Biorisk – acomodação e exposição de amostras passivas de materiais estruturados e de sistemas de substratos de microrganismos no interior do módulo de serviço da ISS.

Rasteniya – investigação para a resolução dos problemas da biologia fundamental e optimização dos modos de cultivação de plantas para estufas como parte de sistemas avançados de suporte de vida.

- **Tecnologia Espacial e Ciências dos Materiais**

Kristallizator – estudo dos processos físicos da cristalização de proteínas para a produção de mono cristais perfeitos de proteínas em estruturas que possam ser utilizadas em análises estruturais por raios-x; estudo de filmes de biocristais de solução volumétrica em substratos utilizando o efeito epitaxi artificial; desenvolvimento de hardware de nova geração e de novas técnicas para cristalizar uma grande quantidade de proteínas para a aplicação em Biologia, Medicina, Farmacologia e Micro electrónica.

Plasma Crystal – Estudos de fenómenos físicos em cristais de plasma a diferentes níveis de pressão de um gás inerte e diferentes energias de um gerador de alta-frequência num ambiente de microgravidade.

- **Biotecnologia espacial**

Lactolen – determinar os efeitos do voo espacial orbital no crescimento, propriedades genéticas e fisiológicas de uma estirpe produtora de *lactolen*.

ARIL – desenvolvimento de métodos de alteração controlada das propriedades de estirpes recombinantes produtoras de interleucócitos 1α, 1β e aryl, através da exposição de culturas de germes ao ambiente do voo orbital com subsequente selecção em condições laboratoriais.

OChB – desenvolvimento de métodos para aumentar o retorno de estirpes recombinantes na produção de Cu-, Zn-superóxido dismutase através da incubação de culturas de germes com subsequente selecção em condições laboratoriais.

Biotrek – estudo da correlação existente entre a alteração das propriedades genéticas, produtividade de estirpes recombinantes, e sua exposição a partículas espaciais pesadas.

Conjugatsia – desenvolvimento de métodos para a criação de novas estirpes recombinantes que são essenciais para proteínas medicinais através da conjugação bacteriana e técnicas de mobilização de plasmidos durante o voo espacial.

Biodegradatsia – investigação dos estágios iniciais de colonização das superfícies de diversos materiais por microrganismos nos compartimentos pressurizados da ISS.

Bioemulsiya – desenvolvimento de tecnologias de estado moderado para a produção de biomassa de microrganismos e substâncias biologicamente activas para proporcionar uma produção altamente eficiente e ecologicamente seguras de preparados médicos, de bactérias, fermentos.

Kaskad – investigação da cultivação de células de microrganismos, animais e humanas em condições de microgravidade para a obtenção de biomassa com um alto conteúdo de células que forneçam uma alta quantidade de substancias bioactivas.

Zhenshen-2 – obtenção de novos bioprodutores e novos genotipos de plantas com uma actividade biológica aumentada.

Membrana – estudo de novas capacidades tecnológicas para gerar uma estrutura porosa em microgravidade com um alto grau de uniformidade de distribuição espacial e dimensões de poros tendo por base processos de convecção livres de turbulência de alterações de fase na solução do polímero.

Aseptik – desenvolvimentos de métodos e de equipamentos para a verificação de esterilidade e testes de diferentes modos de verificação da esterilização de equipamentos em voo espacial.

BIF – revelar as características do metabolismo e morfologia de diferentes fenotipos de uma estirpe de bifidobactéria causada pelas condições de gravidade para a produção de probióticos com factores biomédicos aumentados e grande eficiência de produção.

Bacteriofag – estudo de como os factores do voo espacial afectam as características genéticas, médicas e de diagnóstico.

Structura – estudo dos processos físicos da cristalização de proteínas para a obtenção de proteínas mono cristais perfeitas e possíveis de serem utilizados para a análise estrutural por raios-x, e identificação da sua estrutura nos interesses das ciências fundamentais, medicina e biotecnologia.

Konstanta – identificação dos efeitos do ambiente do voo espacial na actividade de um modelo de um agente enzimático em relação a um zimolito específico.

- **Detecção remota dos recursos terrestres**

Seyner – teste dos procedimentos dos suportes de informação para as tripulações no segmento russo da ISS em condições reais para operações de pesquisa científica e de pesca levadas a cabo por embarcações nacionais e estrangeiras.

Rusalka – teste dos procedimentos para determinar o conteúdo de dióxido de carbono e de metano na atmosfera terrestre para compreender o papel dos processos naturais e da actividade humana na formação de $ÑÎ_2$ e $ÑÍ_4$.

MW-Radiometry – desenvolvimento de métodos de detecção remota terrestre nos comprimentos de onda UHF para determinar a humidade do solo, parâmetros de vegetação e salinidade do mar.

Ekon – determinação das possibilidades de se obter informação on-line documentada durante a visualização utilizando instrumentos por parte da tripulação utilizando dispositivos ópticos num voo espacial de longa duração a partir do segmento russo da estação espacial internacional para determinar os efeitos ecológicos das actividades industriais no território da Federação Russa e m outros países.

- **Pesquisa Geofísica**

Relaksatsia – tem como objectivo o estudo das reacções químicas luminescentes e dos fenómenos ópticos atmosféricos que ocorrem durante a interacção a alta velocidade entre os produtos da exaustão dos motores a jacto e a alta atmosfera terrestre, além de estudar os fenómenos ópticos que têm lugar durante a reentrada de corpos na alta atmosfera terrestre e as suas propriedades no ultravioleta.

Uragan – tem como objectivo o desenvolvimento de um sistema espacial e terrestre para a prevenção de desastres naturais e originados pelo Homem. Experiência realizada em conjunto com a NASA.

Vsplesk – estudo dos fenómenos sísmicos e dos fenómenos que ocorrem na crusta terrestre, na magnetosfera, na ionosfera e Cintura de Van Allen, e estudo da natureza física dos efeitos sísmicos no espaço próximo da Terra, bem como determinação da possível previsão de terramotos ao se analisar emissões de partículas de alta energia no espaço próximo da Terra.

Molniya-Gamma – estudo das emissões atmosféricas de raios gama e de radiações ópticas em condições de tempestades electromagnéticas e verificação excepcional da natureza de descargas atmosféricas '*Sprite*' e '*Jet*' previstas em teorias que referem que os *Sprite* e os *Jet* são uma quebra em altitude de electrões em movimento.

- **Pesquisa Tecnológica**

Vektor-T – testes do desenvolvimento de procedimentos para a previsão do movimento da ISS, sistemas de orientação e controlo de navegação.

Izgib – determinação do ambiente gravítico na ISS.

Identifikatsiya – identificação das cargas dinâmicas na ISS quando diferentes operadores dinâmicos estão a funcionar na estação, nomeadamente a quando da acoplagem, correcções orbitais, execução de exercícios físicos, actividades extraveículares, etc. Investigação das condições de micro aceleração com o intuito de determinar os níveis de micro aceleração nas áreas que envolvem experiências tecnológicas e determinação dos níveis inadmissíveis.

Veterok – verificação da operacionalidade integral dos instrumentos e a eficiência de novas tecnologias para optimização dos parâmetros atmosféricos em condições de voo orbital.

SLS – desenvolvimento de instrumentos e demonstração de procedimentos russos para a recepção e transmissão de dados através de uma linha de laser espacial.

Sreda-MKS – estudo das características dinâmicas da ISS; determinação de parâmetros que definam a localização de dispositivos científicos e sensores de atitude em relação às deformações da fuselagem da estação espacial; determinação dos parâmetros dos distúrbios magnéticos e micro gravíticos a bordo da estação espacial.

Kontur – desenvolvimento de métodos de controlo do braço robot utilizando a Internet tendo em conta os atrasos temporais para estudar as capacidades de controlo de objectos remotos.

VIRU – aumento da eficiência do treino e realização de experiências espaciais através de operadores utilizando manuais interactivos tridimensionais a bordo da ISS; desenvolvimento de conceitos metódicos para criar manuais virtuais e utilizá-los a bordo do segmento russo da ISS, que proporcionem à tripulação o treino e redução de erros a quando da realização de experiências espaciais na ISS.

Bar – desenvolvimento de um processo para detectar sinais físicos de fugas de ar nos módulos da ISS.

- **Pesquisa dos Raios cósmicos**

BTN-Neutron – clarificação dos modelos de radiação existentes em órbita.

Matryoshka-R – investigação da situação dinâmica radiológica no Módulo de Serviço e no Módulo de Acoplagem, bem como medição das doses acumuladas de radiação em modelos antropomórficos e esféricos. Melhoramento dos métodos de dosimetria espacial e avaliação do impacto da radiação no organismo dos tripulantes da estação espacial durante a variação orbital da dinâmica da situação radiológica (utilização de um manequim equipado com uma série de sistemas e dispositivos cilíndricos contendo detectores passivos).

- **Projectos educacionais e humanitários**

Kulonovskiy Kristall – recepção de informação de vídeo do comportamento dinâmico e de estruturas formadas por partículas diamagnéticas numa armadilha magnética; investigação dos processos de formação das seguintes micro partículas electricamente carregadas: meios de poeira condensada, cristais de Coulomb e líquidos de Coulomb.

MAI-75 – organizar linhas de comunicação entre utilizadores no solo e os recursos de informação na ISS; utilizar protocolos de Internet standard para obter recursos de informação na ISS; incluir um perfil aeroespacial de recursos de telecomunicações recepcionado durante a experiência no processo de treino para instituições de educação superior.

Ten'-Mayak – estudo das condições de transmissão / recepção de sinais de rádio de onda-curta utilizando a rede mundial de radioamadores; determinação das características dos sinais de rádio transmitidos através de transdutores a bordo da ISS, a sua qualidade e distribuição espacial; determinação das acções que provocam distúrbios, tais como re-reflexão, zonas de sombra causadas por elementos estruturais e valor do ângulo de elevação da ISS.

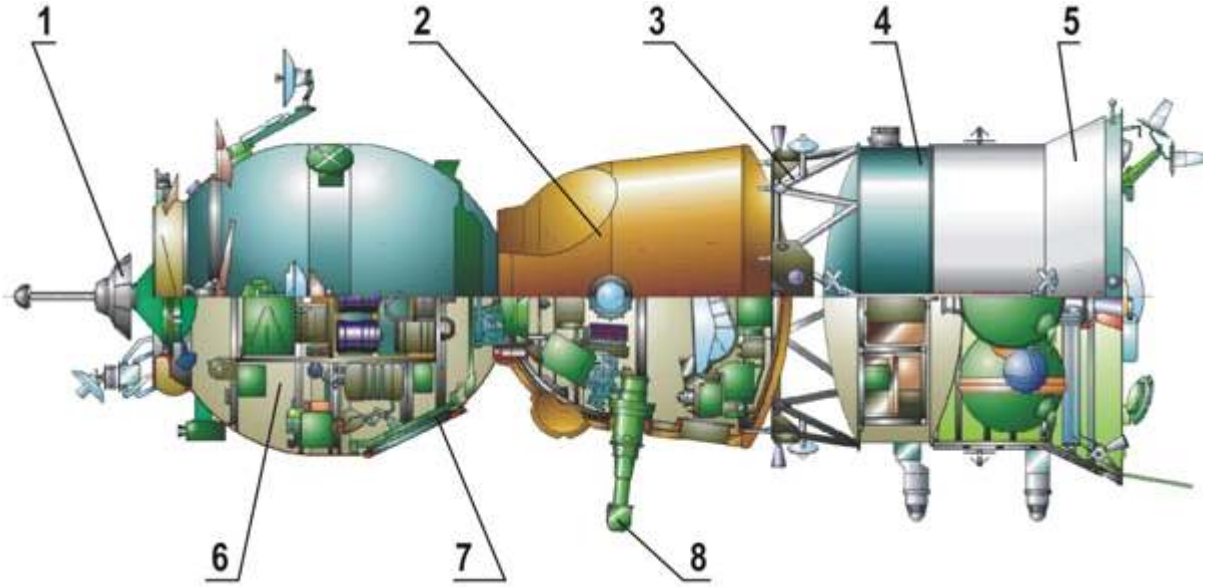
A Soyuz TMA e o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

Veículo Soyuz TMA (11Ф732)

A Soyuz TMA (Транспортный Модифицированный Антропометрический) surge como uma versão melhorada da Soyuz TM de forma a permitir a sua utilização por tripulantes mais altos. As modificações básicas introduzidas no modelo TM tiveram como base os parâmetros antropométricos (*Antropometricheskiy*) dos astronautas americanos, além de aumentar o nível de protecção da tripulação durante o regresso à Terra ao diminuir a velocidade de aterragem e melhorando o sistema de absorção de impacto nas cadeiras dos ocupantes do veículo.

Desenvolvida ao abrigo dos acordos intergovernamentais entre a Rússia e os Estados Unidos no âmbito do programa da ISS, o objectivo principal deste veículo é o de proporcionar um meio de salvamento à tripulação residente da ISS e o de permitir a visita temporária de outras tripulações. Em voo o veículo tem as seguintes tarefas:

- Permitir a visita à ISS de uma tripulação de até três pessoas e pequenas cargas (equipamento de pesquisa, objectos pessoais dos tripulantes, equipamento para a estação orbital, etc.);
- O veículo deve permanecer num estado de prontidão que permita uma descida de emergência à tripulação da estação orbital em caso de situação de perigo em órbita, doença de algum dos ocupantes, etc. (função de regresso assegurado do veículo);
- Regresso da tripulação em visita à estação (a composição da tripulação no regresso pode ser alterada conforma a situação a bordo da estação espacial);
- Regresso de carga útil juntamente com a tripulação (cargas de baixo peso e volume que pode ser o resultado das pesquisas levadas a cargo a bordo da estação durante a permanência da tripulação de visita à estação);
- Eliminação de lixo e outros detritos que são colocados no Módulo Orbital e que são destruídos durante a reentrada atmosférica.



1 – sistema de acoplagem; 2 – módulo de descida; 3 – compartimento de transferência; 4 – módulo de instrumentação; 5 - módulo de serviço; 6 – módulo habitacional; 7 – escotilha de aterragem; 8 – periscópio. Imagem: RKK Energia

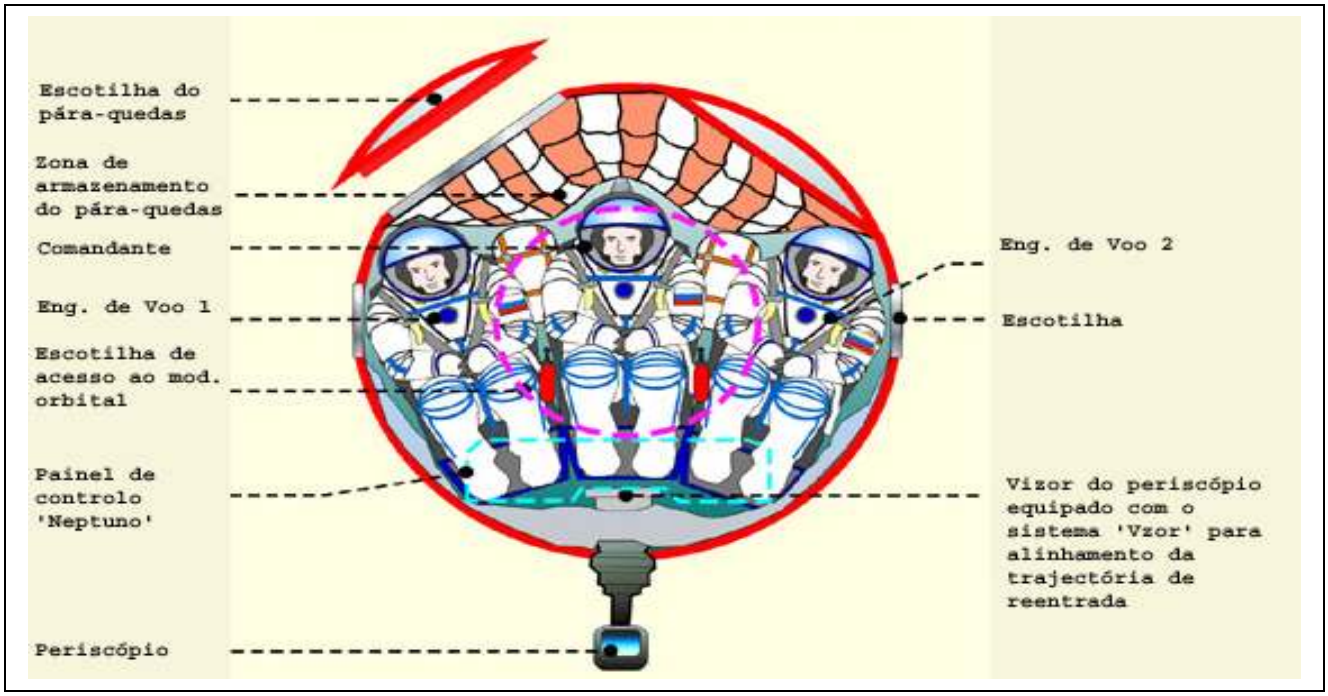
A Soyuz TMA pode transportar até três tripulantes tendo uma vida útil em órbita de 200 dias, podendo no entanto permanecer 14 dias em voo autónomo. Tendo um peso de total de 7.220 kg (podendo transportar 900 kg de combustível), o seu comprimento total é de 6,98 metros, o seu diâmetro máximo é de 2,72 metros e o seu volume habitável total é de 9,0 m^3. Pode transportar um máximo de 170 kg de carga no lançamento e 50 kg no regresso à Terra. A velocidade máxima que pode atingir no regresso à Terra com a utilização do pára-quedas principal é de 2,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de 1,4 m/s, porém com o pára-quedas de reserva a sua velocidade máxima é de 4,0 m/s e a velocidade normal será de 2,4 m/s[2]. Tal como o seu antecessor, o veículo Soyuz TMA é composto por três módulos: o Módulo Orbital, o Módulo de Reentrada e o Módulo de Propulsão e Serviço.

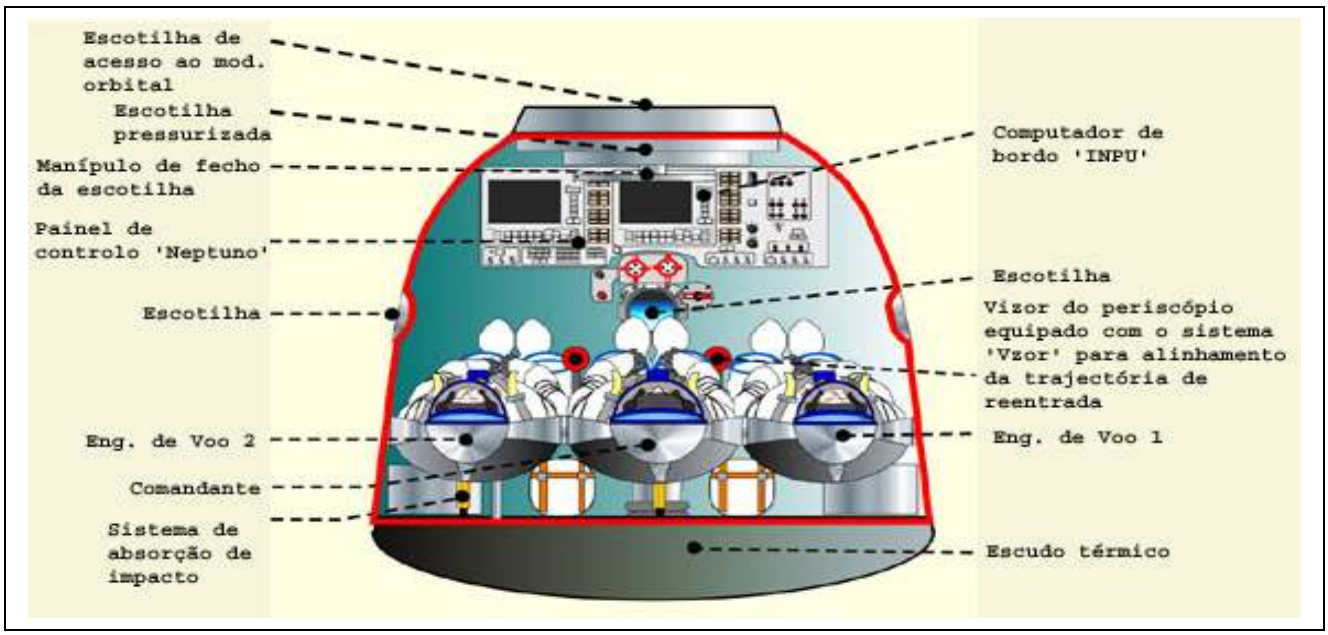
- **Módulo Orbital (*Botivoi Otsek*)** – Tem um peso de 1.278 kg, um comprimento de 3,0 metros, diâmetro de 2,3 metros e um volume habitável de 5,0 m^3. Está equipado com um sistema de acoplagem dotado de uma sonda retráctil com um comprimento de 0,5 metros, e um túnel de transferência. O comprimento do colar de acoplagem é de 0,22 metros e o seu diâmetro é de 1,35 metros. O sistema de acoplagem Kurs está equipado com duas antenas, estando uma delas colocada numa antena perpendicular ao eixo longitudinal do veículo. Este módulo separa-se do módulo de descida antes do accionamento dos retro foguetões que iniciam o regresso à Terra.

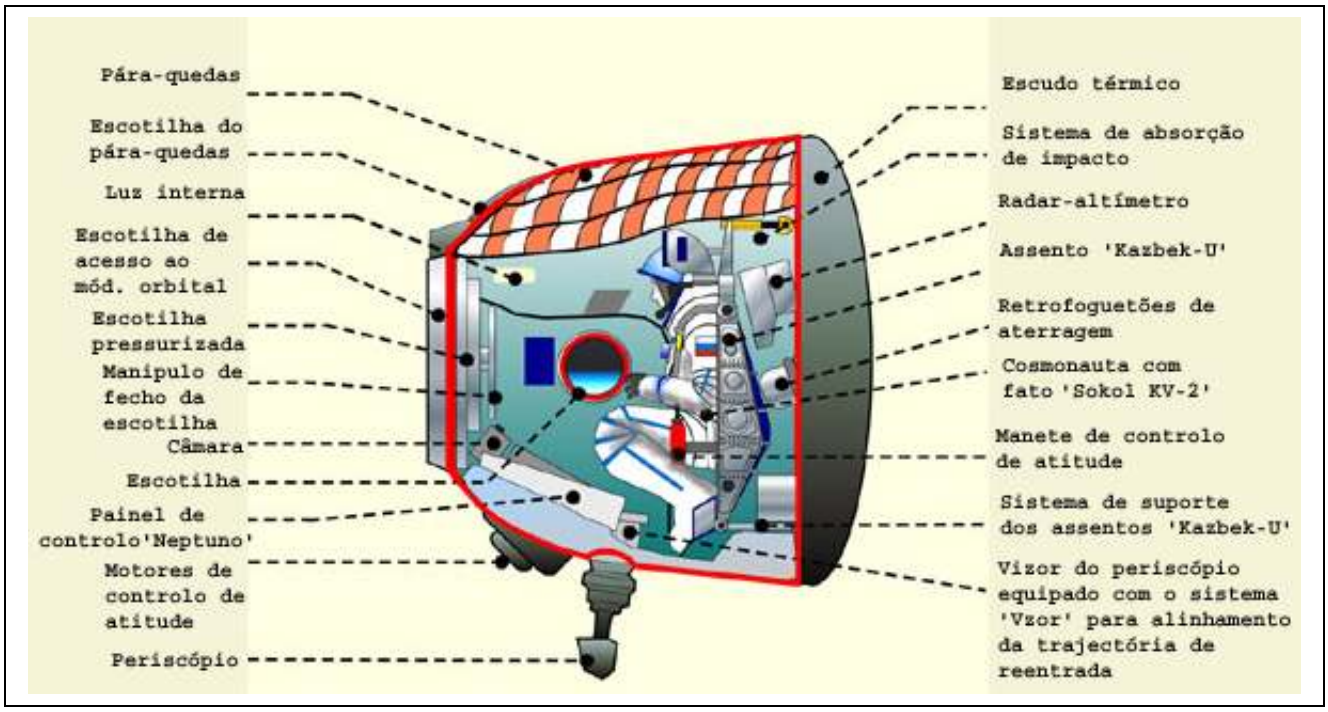
[2] De salientar que no caso da Soyuz TM a velocidade máxima que o veículo poderia atingir no regresso à Terra utilizando o seu pára-quedas principal era de 3,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de descida de 2,6 m/s. Com o pára-quedas de reserva a Soyuz TM poderia atingir uma velocidade máxima de 6,1 m/s, com uma velocidade normal de descida de 4,3 m/s.

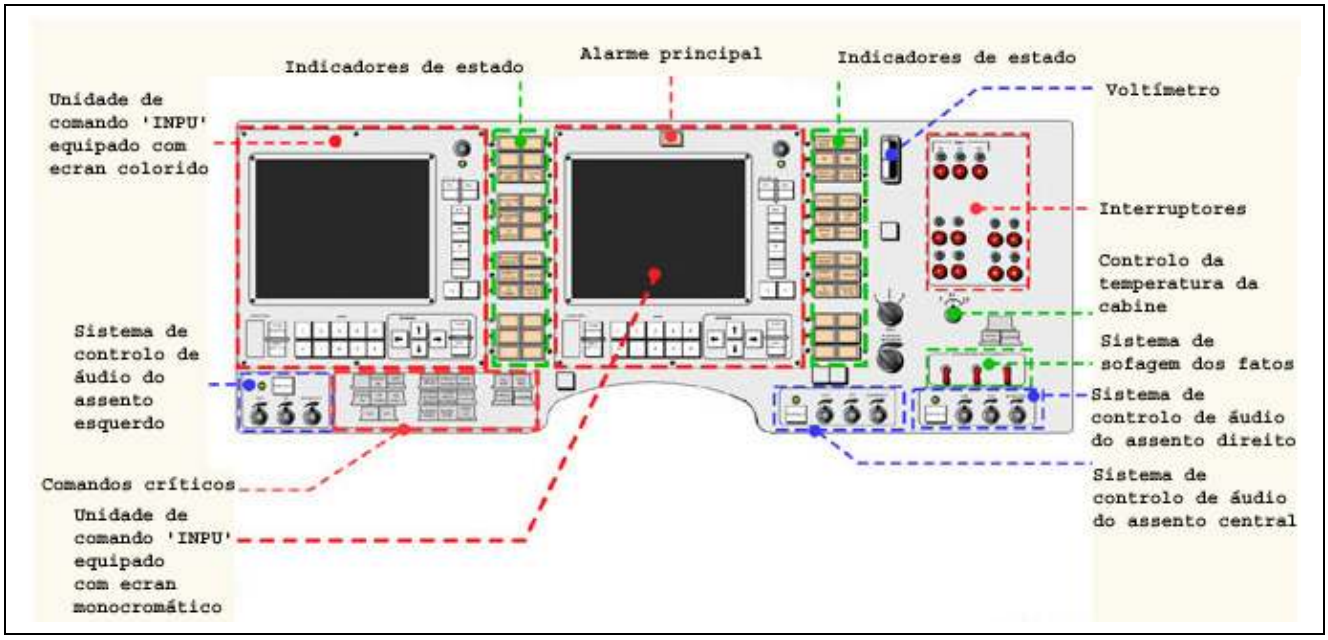
- **Módulo de Reentrada (*Spuskaemiy Apparat*)** – Podendo transportar até 3 tripulantes, tem um peso de 2.835 kg, um comprimento de 2,20 metros, um diâmetro de 2,20 metros e um volume habitável de 4,0 m^3. Possui 6 motores de controlo com uma força de 10 kgf que utilizam N_2O_4 e UDMH como propolentes. O Módulo de Descida permite aos seus tripulantes o uso dos seus fatos espaciais pressurizados durante as fases de lançamento e reentrada atmosférica, estando também equipado com o sistema de controlo do veículo, pára-quedas, janelas e sistema de comunicações. A aterragem é suavidade utilizando um conjunto de foguetões que diminui a velocidade de descida alguns segundos antes do impacto no solo.

Durante o lançamento, acoplagem, separação, reentrada atmosférica e aterragem, o Comandante está sentado no assento central do módulo com os restantes dois tripulantes sentados a cada lado.

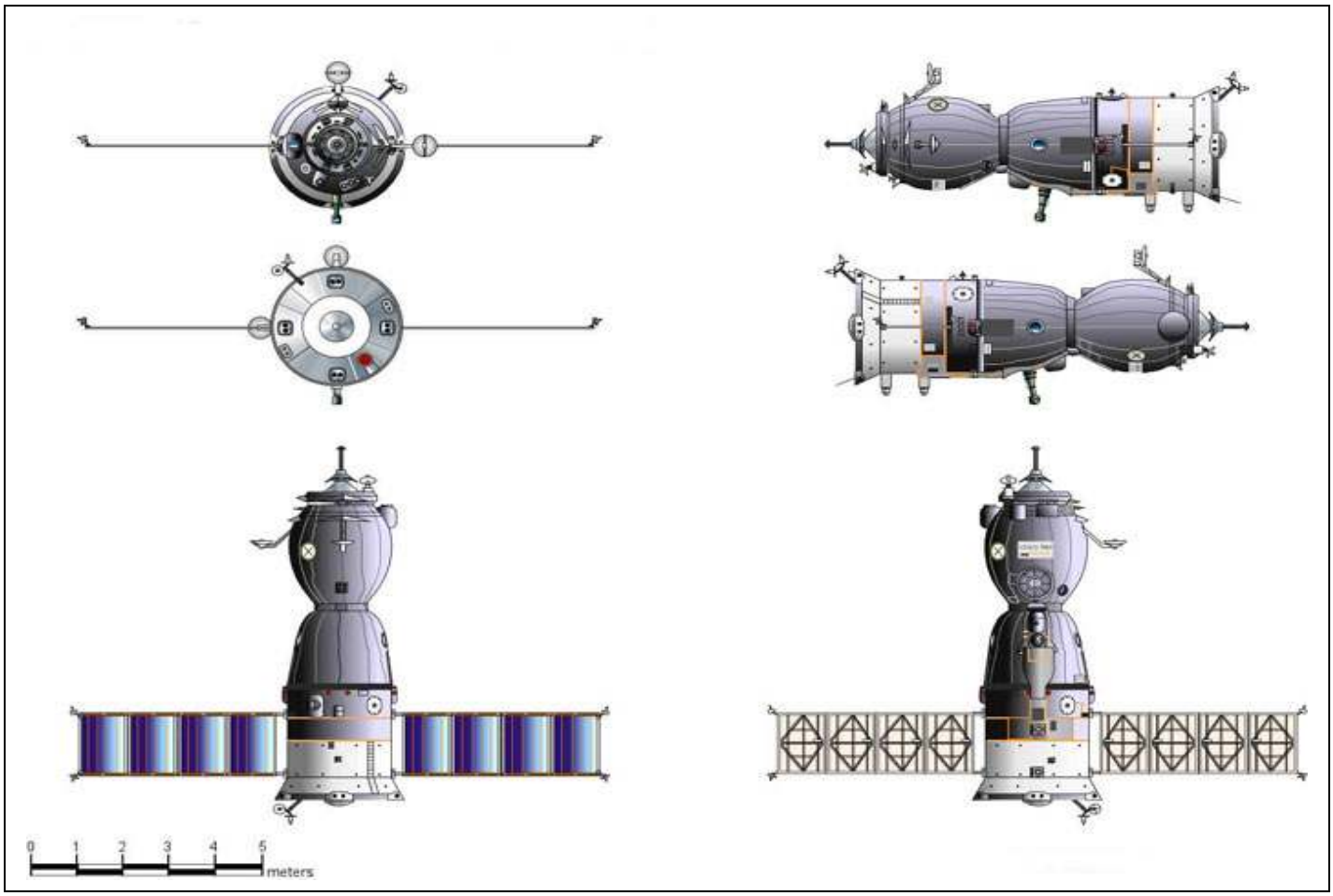






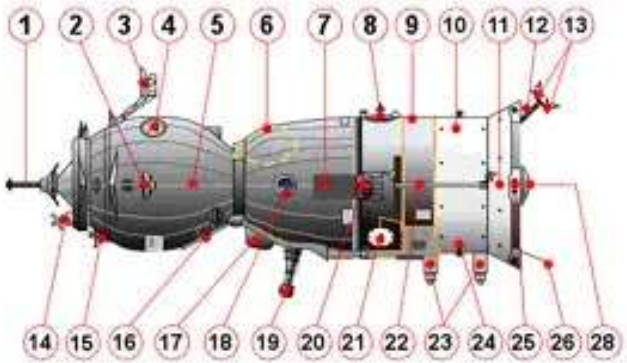


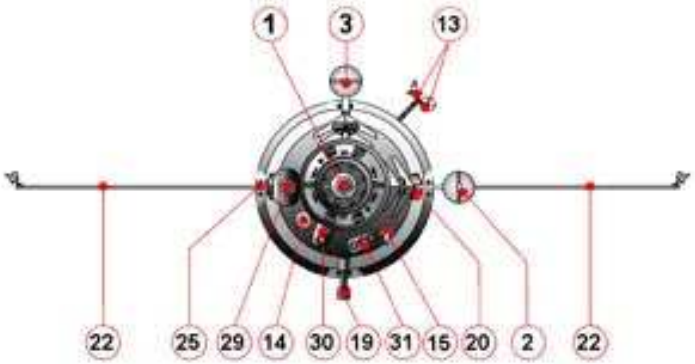
- **Módulo de Propulsão e Serviço (*Priborno-agregatniy Otsek*)** – Tem um peso de 3.057 kg, um diâmetro base de 2,2 metros e um diâmetro máximo de 2,7 metros. Está equipado com 16 motores de manobra orbital com uma força de 10 kgf cada, e 8 motores de ajustamento orbital também com uma força de 10 kgf. Todos os motores utilizam N_2O_4 e UDMH como propolentes. O sistema de manobra orbital possui um I.E. de 305 s. O seu sistema eléctrico gera 0,60 kW através de dois painéis solares com uma área de 10,70 m^2.


0 1 2 3 4 5
meters

ПОЛЕТУ ГАГАРИНА
В КОСМОС
50 ЛЕТ

Principais características da Soyuz TMA-M

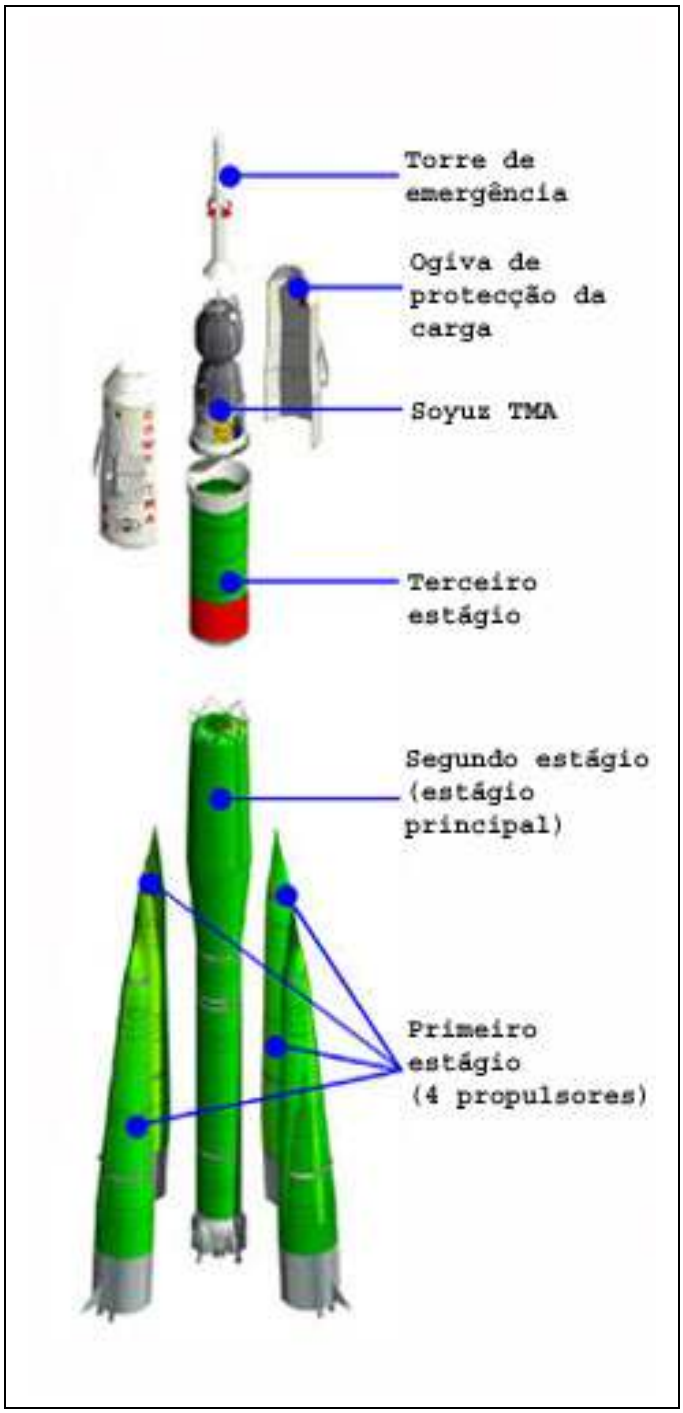


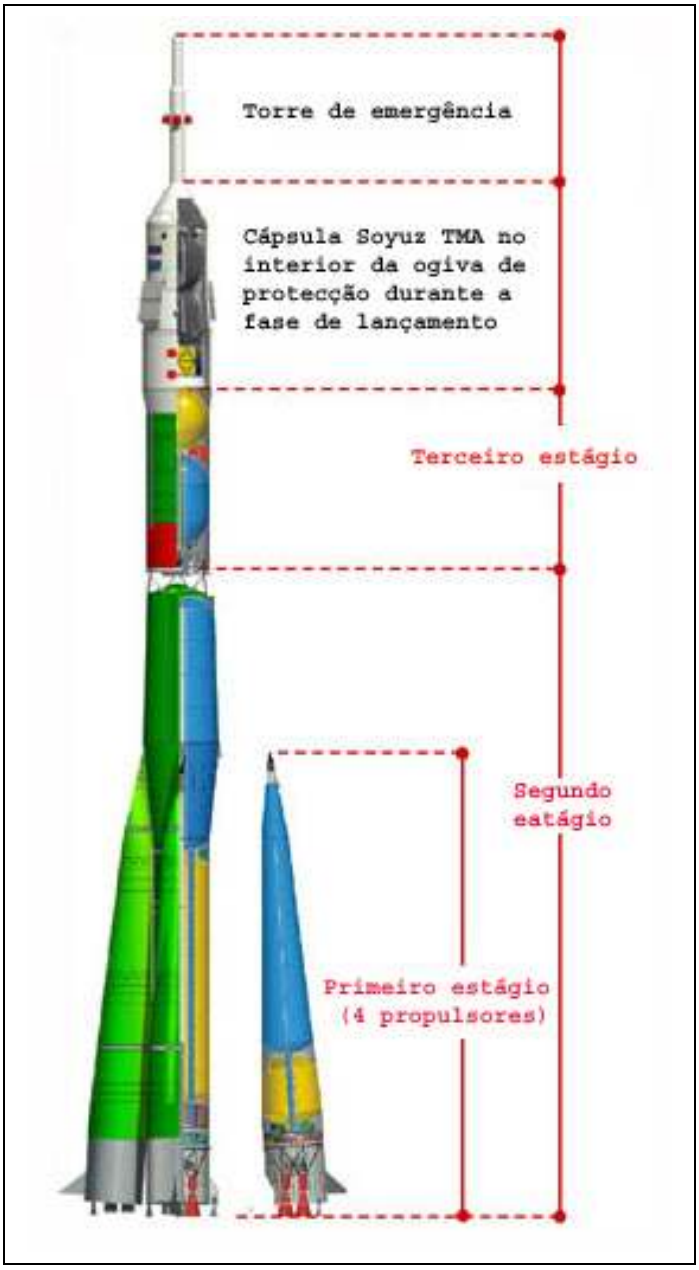


1 Sonda do sistema de acoplagem
2 Antena de alto ganho do sistema KURS
3 Antena de auto-detecção do sistema KURS
4 Antena de TV
5 Módulo orbital
6 Contentor do pára-quedas
7 Módulo de reentrada
8 Antena omnidireccional da ligação de comando
9 Unidade instrumental
10 Módulo de propulsão e reentrada
11 Radiador térmico
12 Antena de telemetria
13 Antena omnidireccional do sistema KURS
14 Antena de orientação
15 Antena omnidireccional do sistema KURS
16 Escotilha de acesso
17 Unidade de controlo dos motores de descida
18 Janela
19 Periscópio
20 Motores do controlo de atitude
21 Antena de controlo orbital
22 Painéis solares
23 Unidade vertical do sensor óptico de IV
24 Elemento da antena do comando de ligação
25 Motores do controlo de atitude
26 Antena de comunicações por voz
27 Visualizados óptico
28 Cobertura do motor
29 Protecção da janela
30 Câmara de TV
31 Luz direccional

O foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG (11A511У-ФГ Союз-ФГ) é uma versão melhorada do foguetão 11A511U Soyuz-U (11A511У Союз-У). Esta versão possui motores melhorados e sistemas aviónicos modernizados, além de possuir um número de componentes fabricados fora da Rússia muito reduzido. O 11A511U-FG Soyuz-FG pertence à família do R-7 tendo também tem as designações Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos) e A-2 (Designação Sheldom).





É um veículo de três estágios no qual o primeiro consiste em quatro propulsores laterais a combustível líquido que auxiliam o veículo nos minutos iniciais do voo. O Blok A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-108A. Tendo um peso bruto de 99.500 kg, este estágio pesa 6.550 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 990,18 kN no vácuo (792,48 ao nível do mar). Tem um Ies de 311 s (Ies-nm de 245 s) e um Tq de 280 s. Como propolentes usa o LOX e o querosene. O Blok A tem um comprimento de 27,1 metros e um diâmetro de 2,95 metros.

Em torno do Blok A estão colocados quatro propulsores designados Blok B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso bruto de 43.400 kg, pesando 3.810 kg sem combustível. Têm um diâmetro de 2,68 metros e um comprimento 19,6 metros, desenvolvendo 838,5 kN no vácuo (1.021,3 kN ao nível do mar), tendo um Ies de 310 s e um tempo de queima de 118 s. Cada propulsor está equipado com um motor RD-107A (também designado 14D22) que consome LOX e querosene.

O último estágio do lançador é o Blok I equipado com um motor RD-0110 (11D55 ou RD461). Tem um peso bruto de 25.300 kg e sem combustível pesa 2.410 kg. É capaz de desenvolver 297,93 kN no vácuo e o seu Ies é de 359 s, tendo um tempo de queima de 230 s. Tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,66 metros, utilizando como combustível o LOX e o querosene.

O 11A511U-FG Soyuz-FG é capaz de colocar uma carga de 7.420 kg numa órbita média a 193 km de altitude e com uma inclinação de 51,8º em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 4.143.000 kN no lançamento, tendo uma massa total de 305.000 kg. O seu comprimento atinge os 46,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. O primeiro lançamento de um 11A511U-FG Soyuz-FG deu-se a 20 de Maio de 2001, tendo colocado em órbita o cargueiro Progress M1-6 (26773 2001-021A) em direcção à ISS.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Carga
2001-021	20-Mai-01	22:32:39.835	К15000-001	Progress M1-6 (36773 2001-021A)
2001-051	26-Nov-01	18:24:11.904	Ф15000-002	Progress M1-7 (26983 2001-051A) Kolibri-2000 (27394 2001-051C)
2002-045	25-Set-02	16:58:23.773	Э15000-003+	Progress M1-9 (37531 2002-046A)
2002-050	30-Out-02	3:11:10.857	Э15000-004	Soyuz TMA-1 (27552 2002-050A)
2003-016	26-Abr-03	3:53:52.087	Э15000-006?	Soyuz TMA-2 (27781 2003-016A)
2003-047	18-Out-03	05:38:03.087	Д15000-037	Soyuz TMA-3 (28052 2003-047A)
2004-002	29-Jan-04	11:58:08.081	Д15000-683	Progress M1-11 (28142 2004-002A)
2004-013	19-Abr-04	3:19:00.080	Ж15000-009+	Soyuz TMA-4 (28228 2004-013A)
2004-040	14-Out-04	3:06:27.898	Ж15000-012+	Soyuz TMA-5 (28444 2004-040A)
2005-013	15-Abr-05	00:46:25.147	Ж15000-014	Soyuz TMA-6 (28640 2005-013A)
2005-036	1-Out-05	21:53:39.994	П15000-017	Soyuz TMA-7 (28877 2005-036A)
2006-009	30-Mar-06	2:30:20.076	П15000-018	Soyuz TMA-8 (28996 2006-009A)
2006-040	18-Set-06	04:08:42.133	Ц15000-023	Soyuz TMA-9 (29400 2006-040A)
2007-008	7-Abr-07	17:31:14.194	Ц15000-019	Soyuz TMA-10 (31100 2007-008A)
2007-045	10-Out-07	13:22:38.927	Ц15000-020	Soyuz TMA-11 (32256 2007-045A)
2008-015	8-Abr-08	11:16:38.922	Ш15000-024	Soyuz TMA-12 (32756 2008-015A)
2008-050	12-Out-08	7:01:33.243	Ш15000-026	Soyuz TMA-13 (33399 2008-050A)
2009-015	26-Mar-09	12:49:18.120	Ю15000-027	Soyuz TMA-14 (34669 2009-015A)
2009-030	27-Mai-09	10:34:53.043	Ю15000-030	Soyuz TMA-15 (35010 2009-030A)
2009-053	30-Set-09	07:14:44.923	Б15000-029	Soyuz TMA-16 (35940 2009-053A)
2009-074	20-Dez-09	21:52:00.061	Б15000-031	Soyuz TMA-17 (36129 2009-074A)
2010-011	2-Abr-10	04:04:36.061	Ю15000-028	Soyuz TMA-18 (36505 2010-011A)
2010-029	15-Jun-10	21:35:18.732	Б15000-032	Soyuz TMA-19 (36603 2010-029A)
2010-052	7-Out-10	23:10:54.810	Б15000-035	Soyuz TMA-M (37183 2010-052A)
2010-067	15-Dez-10	19:09:24.693	Б15000-034	Soyuz TMA-20 (37254 2010-067A)
2011-012	4-Abr-11	22:18:20.115	И15000-036	Soyuz TMA-21 (37382 2011-012A)

Os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo pelo foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG. Este lançador é também utilizado para missões comerciais equipado com diferentes estágios superiores. Todos os lançamentos tiveram lugar desde o Cosmódromo de Baikonur (LC1 PU-5). Tabela: Rui C. Barbosa.

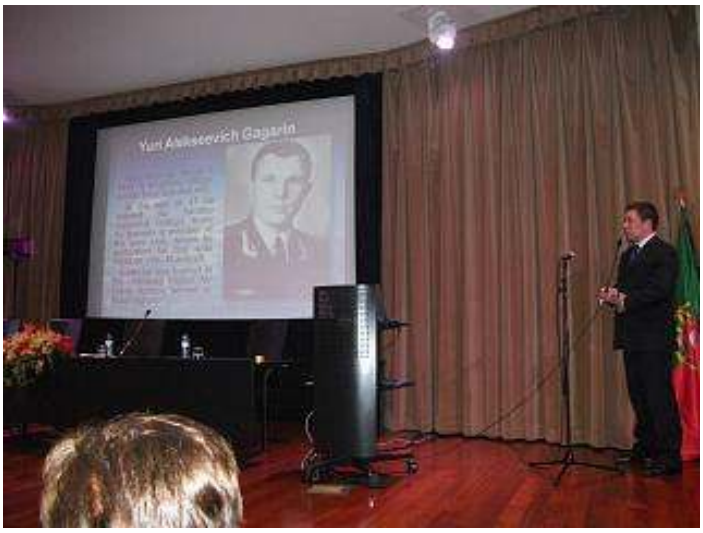
Entrevista com o cosmonauta KonstantinValkov

O cosmonauta Konstantin Anatoliyevich Valkov esteve em Portugal para participar no Dia da Rússia e do Cosmos inserido na Semana da Cultura Russa organizada pelo Instituto Superior de Contabilidade e Administração do Porto (ISCAP) que decorreu entre 11 e 16 de Abril de 2011.

A sessão solene contou com a presença do Eng. Couto dos Santos, da jornalista Tâmara Moroshan (jornal Slovo), de João Luís Sousa (jornalista do jornal Vida Económica), de Joana Neves (bolseira do Instituto Pushkin) e do cosmonauta Konstantin Valkov. Inicialmente, havia sido anunciada a presença do cosmonauta Oleg Kotov, mas este não pôde estar presente pois foi condecorado pelo Presidente Russo no mesmo dia em Moscovo.

No ISCAP encontrava-se também em exibição uma exposição fotográfica sobre a aventura espacial russa que contou com a exibição de alguns vídeos sobre a missão de Yuri Gagarin

Valkov fez uma apresentação com o tema "O Cosmos: Uma Vida Para a Paz" referindo também os preparativos e a missão de Yuri Gagarin, além de abordar a sua própria preparação para a missão Soyuz TMA-04M que deverá ser lançada a 26 de Março de 2012.



No final da sua palestra o Boletim Em Órbita teve o privilégio de conversar com Konstantin Valkov.

Boletim Em Órbita (BEO) – O que é ser cosmonauta na Rússia do Século XXI?

Kontantin Valkov (KV) – Ser cosmonauta na Rússia requer muito trabalho e concentração. O mais difícil é estar constantemente preparado «a vida toda»

BEO – Na Rússia ainda existe a ideia de que um cosmonauta é um «herói»?

KV – Ao contrário do que acontecia anteriormente, já não há essa ideia. Hoje em dia ser cosmonauta é uma profissão normal, mas apesar disso é uma profissão muito difícil e dura.

BEO – O que é que levou Valkov a escolher a profissão de cosmonauta?

KV – Gagarin chamou-nos a todos para ir ao espaço. Desde a minha infância sabia quem era Gagarin e tinha o sonho de ser piloto militar. Todos

sonhávamos ser Gagarin, mas víamos a sua figura como algo de inultrapassável. No fundo, nunca vamos conseguir ultrapassar o que Yuri Gagarin fez! Em termos pessoais, foi-me dada a oportunidade de ingressar no Centro de Treinos de Cosmonautas e eu aproveitei essa oportunidade. E sendo sincero, era isso mesmo o que eu queria pois para um piloto, ser cosmonauta é um passo à frente, e isto visto não do ponto de vista de uma carreira, mas sim do ponto de vista pessoal.

BEO – Como é que vê o futuro espacial da Rússia e a colaboração com os Estados Unidos?

KV – A colaboração com os Estados Unidos irá continuar e nesta altura ainda bem que se compreendeu que a Guerra-fria foi um grande erro, pois do ponto de vista tecnológico são projectos que requerem grandes investimentos e somente um país não é capaz de suportar todo esse investimento. Os dois países têm os seus trabalhos de investigação independentes, mas somente com uma estreita colaboração é que se conseguirá chegar a um objectivo.

BEO – E no futuro será possível uma colaboração com a China?

KV – Sim, é possível! Ao longo dos últimos anos a China tem tido uma história espacial semelhante à nossa, conseguindo avançar rapidamente no lançamento dos seus cosmonautas. A colaboração com a China não é só possível, como desejável.

BEO – A ISS funcionará até 2020. Será que Valkov só fará uma viagem ao espaço?

KV – A nossa equipa de cosmonauta não é assim tão grande e a ISS é ocupada por uma tripulação de seis pessoas. Cada um de nós é preparado de forma individual mas também fazendo parte de uma equipa, e até 2020 espero que eu e todos os meus colegas deveremos viajar até à ISS mais do que uma vez. Da mesma forma que se colocou em orbita uma nova estação antes da destruição da Mir, certamente se irá lançar um novo projecto antes do final da ISS.

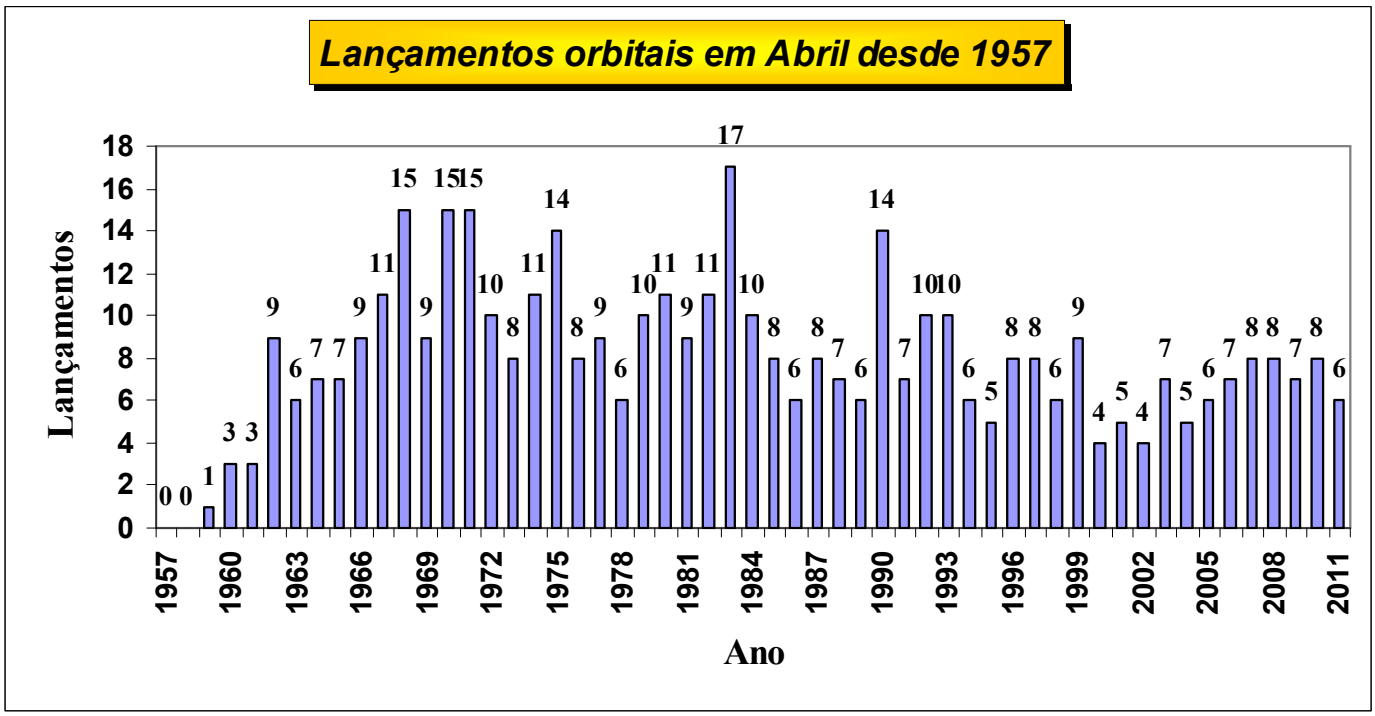
BEO – Obrigado pela oportunidade e sucesso para a sua missão e carreira espacial!

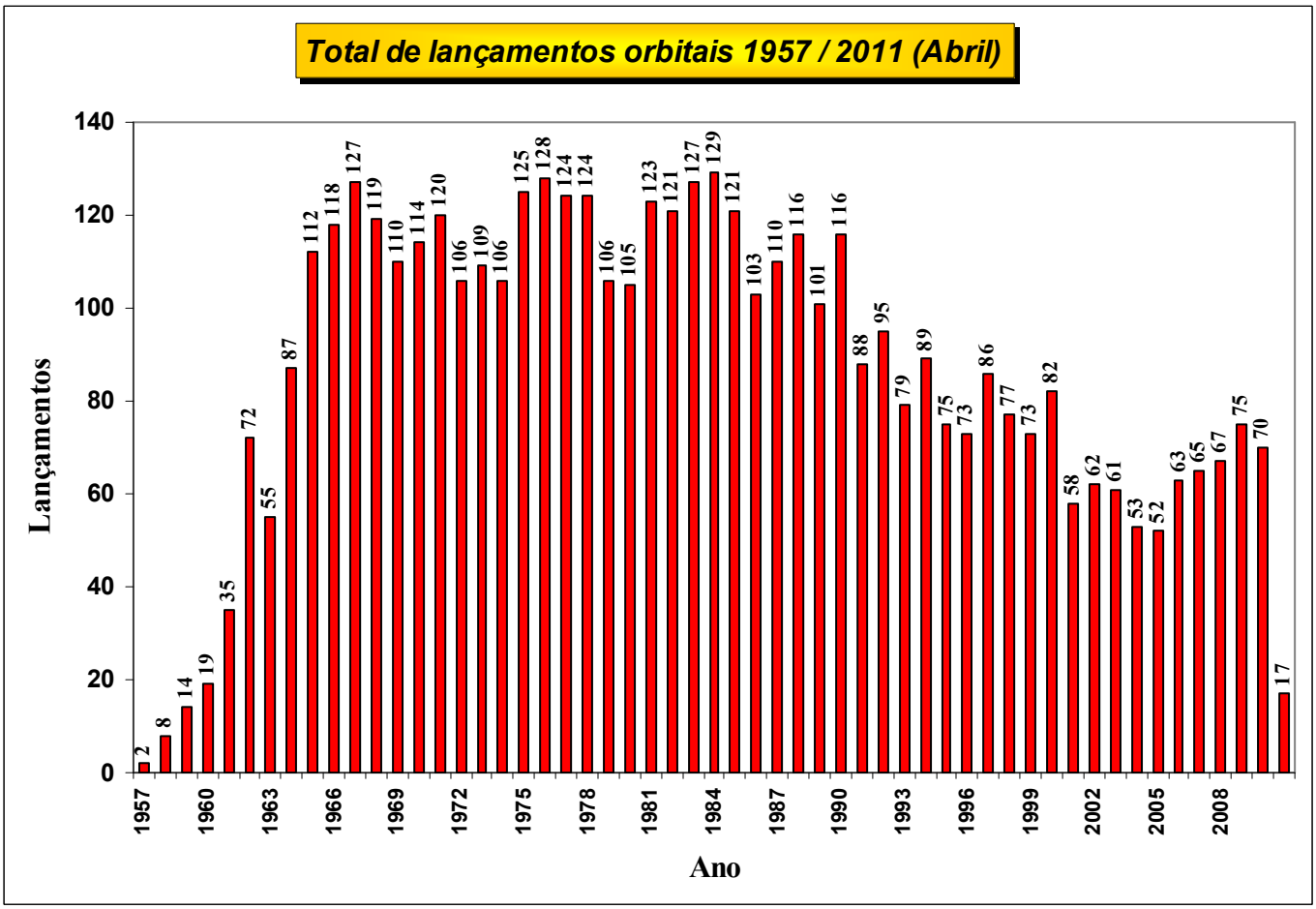
KV – Muito obrigado!

O Boletim Em Órbita agradece a colaboração de Susana Pinto, do Gabinete de Comunicação e Relações Públicas do ISCAP, e a colaboração na tradução de Zarina Shihverdieva.

Lançamentos orbitais em Abril de 2011

Em Abril de 2011 foram levados a cabo 6 lançamentos orbitais colocando-se em órbita 10 satélites, sendo um destes lançamentos tripulado. Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Abril de 2011 foram realizados 4772 lançamentos orbitais, 437 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 9,2% do total e a uma média de 8,4 lançamentos por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (476 lançamentos que correspondem a 10,0% com uma média de 9,2 lançamentos por mês de Janeiro) e é no mês de Janeiro onde se verificam menos lançamentos orbitais (286 lançamentos que correspondem a 6,0% com uma média de 5,5 lançamentos por mês de Janeiro).





China lança novo satélite de navegação

O primeiro lançamento chinês em 2011 teve lugar a 10 de Abril com um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a colocar em órbita um novo satélite de navegação. Com o BeiDou-2 Compass-I3 em órbita, a China atinge uma fase importante do seu sistema global de navegação tornando-o operacional a nível regional.

BeiDou / Compass

O sistema BeiDou / Compass é o componente em órbita de um sistema de navegação e de posicionamento global independente por parte da China. Originalmente, o sistema seria desenvolvido ao se lançar uma constelação de satélites em vários estágios entre 2000 e 2010, desenvolvendo-se no mesmo período os sistemas de aplicações necessários. Este desenvolvimento resultaria numa indústria chinesa de navegação e posicionamento global.

O desenvolvimento do sistema BeiDou foi iniciado em 1983 com uma proposta por parte de Chen Fangyun para desenvolver um sistema regional de navegação utilizando dois satélites geostacionários, o Twinsat. Este conceito foi testado em 1989 utilizando dois satélites de comunicações DFH-2/2A. Este teste mostrou que a precisão do sistema Twinsat seria comparável ao sistema GPS norte-americano. Em 1993, o programa BeiDou foi oficialmente iniciado.

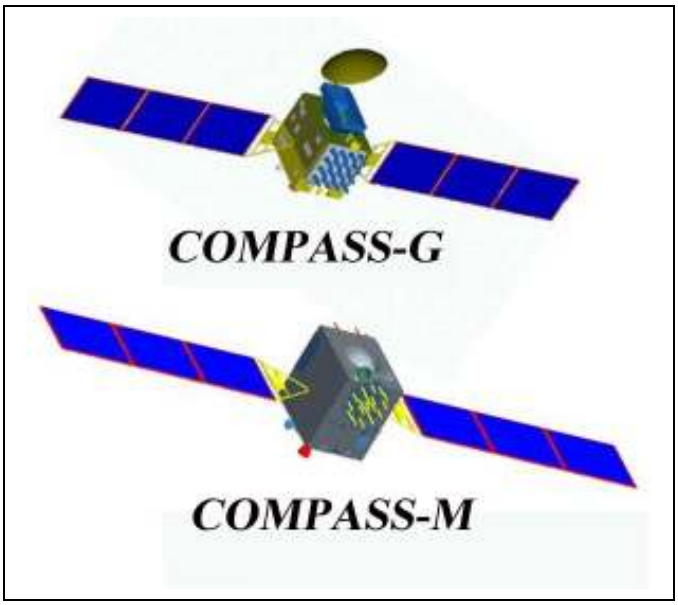
Os satélites BeiDou utilizam o modelo DFH-3 e têm uma performance básica similar. Em 2000 dava-se o lançamento dos satélites experimentais da série e a constelação final iria consistir em quatro satélites em órbitas geossíncronas, sendo dois operacionais e dois suplentes.

O sistema de dois satélites era baseado numa determinação interactiva da altitude do utilizador. Cada um dos satélites emitia sinais de forma contínua para todas as zonas da Terra que lhe eram visíveis. A estação do utilizador faria a recepção dos sinais e transmitia-os de volta para o satélite. Por seu lado, o satélite enviava o sinal recebido para o centro de controlo do sistema. Os computadores no centro de controlo do sistema determinavam então a distância entre o utilizador e o satélite a partir do tempo que o sinal fora originalmente emitido, referenciado com o tempo de emissão, e a altura em que o sinal do utilizador havia chegado ao centro de controlo.

O centro de controlo combinava a estimativa inicial da altitude do utilizador (e por consequência a distância ao centro da Terra), a partir da última referência de altitude do utilizador ou utilizando uma estimativa arbitrária tal como o nível do mar, com as distâncias a partir destes dois satélites para obter três estimativas de distâncias para a posição do utilizador. Isto determinava a primeira estimativa da latitude e da longitude do utilizador. Um mapa da região do utilizador (possivelmente armazenado de forma digital) era então utilizado para se fazer uma estimativa melhorada da altitude do utilizador, que podia então ser associada ao cálculo da latitude e longitude para se fazer uma melhor estimativa desses valores.

Satélite	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
BeiDou-1A	2000-069A	26599	30-Out-00	16:02:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-5)	Xichang, LC2
BeiDou-1B	2000-082A	26643	20-Dez-00	16:20:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-6)	Xichang, LC2
BeiDou-1C	2003-021A	27813	24-Mai-03	08:34:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-7)	Xichang, LC2
BeiDou-1D	2007-003A	30323	02-Fev-07	16:28:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-12)	Xichang, LC2

Apesar do sistema ser capaz de conseguir precisões semelhantes à do sistema GPS (exceptuando em terrenos muito inclinados), tinha sérios problemas operacionais. O utilizador tinha de emitir um sinal de forma a obter uma localização e por seu lado, o centro de controlo fornecia um único alvo que poderia desactivar o sistema. Porém, era uma forma de obter, com somente dois satélites, um sistema militar de navegação próprio, independente e de grande precisão que poderia funcionar num período de guerra. Por comparação, os sistemas Navstar, GLONASS ou Galileo, requerem o lançamento de dezenas de satélites.



O Departamento de Defesa dos Estados Unidos estimou que o sistema BeiDou tinha uma precisão de 20 metros em território chinês e nas áreas em redor. Foi também referido que o sistema BeiDou possuía uma capacidade de comunicações activa, permitindo aos líderes nacionais o envio em segurança de ordens e receber confirmações e relatórios.

Porém, uma companhia privada, a *BDStar Navigation*, foi fundada para desenvolver o segmento de solo do sistema BeiDou e para comercializar os receptores para os operadores comerciais. A companhia surgiu como um consórcio com a *Canada Novatel* em Outubro de 2000 para desenvolver e comercializar os receptores GPS. Um ano mais tarde foi finalizado um projecto para o Sistema de Serviço de Informações BeiDou-1, que proporcionava a base para aplicações abertas do sistema de navegação BeiDou. Um comité industrial conjunto aprovou o plano final em Janeiro de 2003.

O financiamento por parte do Ministério da Ciência e Tecnologia da China levou ao início dos trabalhos no Serviço Integrado de Aplicações de Informação de Satélite BeiDou como parte do Plano de Desenvolvimento Nacional Chinês 863. O sistema passou nos testes de aceitação em Dezembro de 2005, levando a potenciais aplicações dos receptores BeiDou para os navios de pesca oceânica chineses. Em Junho de 2006 foi iniciado o projecto de demonstração comercial para um Serviço de Informação de Transacções e de Produção Segura de Pesca Oceânica.

No entanto, os projectos mais lucrativos da *BDStar* ainda utilizavam os sinais GPS da Navstar para aplicações tais como a gestão de portos de contentores. Dado as restrições operacionais do sistema BeiDou geostacionário, foi sem surpresa que a China anunciou uma constelação suplementar colocada em órbitas médias em 2006. O sistema operacional BeiDou-2 era então definido como uma constelação de 35 satélites dois quais cinco operavam em órbita geossíncrona e trinta em órbitas médias (a 21.000 km de altitude e período orbital de 12 horas). Os

satélites nas órbitas médias utilizariam o mesmo princípio de navegação que os sistemas Navstar, GLONASS e Galileo, com relógios internos de alta precisão e um sistema orbital de informação a enviar a posição precisa do satélite para os receptores passivos dos utilizadores. A combinação de sinais de múltiplos satélites permite ao utilizador o cálculo da sua posição na Terra com alta precisão.

A designação COMPASS aplica-se aos satélites BeiDou-2 sendo estes diferenciados entre os satélites em órbita geossíncrona (COMPASS-G), em órbitas geossíncronas inclinadas (COMPASS-I) e em órbitas médias (COMPASS-M).

Os satélites irão transmitir sinais nas frequências 1195,14 - 1219,14 MHz, 1256,52 - 1280,52 MHz, 1559,05 - 1563,15 MHz e 1587,69 - 1591,79 MHz. É interessante referir que alguns dos sinais se sobrepõem aos sinais da rede Galileu e do código GPS. Segundo Dan Levin em "*Chinese Square Off With Europe in Space*" (*The New York Times*, 23 de Março de 2009), "*segundo a política da ITU (International Telecommunications Union), o primeiro país a utilizar uma frequência específica tem prioridade sobre a mesma, e os fornecedores de serviços a transmitir na mesma frequência devem garantir que as suas transmissões não interferem com o sinal autorizado previamente*."

O Sistema de Satélites de Navegação Compass (SSNC) é o sistema de navegação por satélite de segunda geração da China capaz de proporcionar um sinal contínuo de geoposicionamento tridimensional global, além de medição de velocidade. O sistema será inicialmente utilizado para fornecer serviços de posicionamento de alta precisão para os utilizadores na China e nas regiões vizinhas, cobrindo uma área de cerca de 120 graus de latitude no Hemisfério Norte. O objectivo a longo termo é o de desenvolver uma rede de navegação por satélite similar ao GPS norte-americano e ao GLONASS russo.

Satélite	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
Compass-M1	2007-011A	31115	13-Abr-07	20:11:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y13)	Xi Chang, LC2
Compass-G2	2009-018A	34779	14-Abr-09	16:16:03	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y3)	Xi Chang, LC2
Compass-G1	2010-001A	36287	16-Jan-10	16:12:04	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y2)	Xi Chang, LC2
Compass-G3	2010-024A	36590	2-Jun-10	15:53:04	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y4)	Xi Chang, LC2
Compass-I1	2010-036A	36828	31-Jul-10	21:30:04	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y16)	Xi Chang, LC3
Compass-G4	2010-057A	37210	31-Out-10	16:26:04	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y5)	Xi Chang, LC2
Compass-I2	2010-068A	37256	17-Dez-10	20:20:04	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y18)	Xi Chang, LC3
Compass-I3	2011-013A	37384	10-Abr-11	20:47:05	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y19)	Xi Chang, LC3

Dois níveis de serviço são fornecidos pelo sistema BeiDou. O serviço público para utilização civil é grátis para os utilizadores chineses e tem uma precisão de 10 metros no posicionamento do utilizador, proporcionando sinais de sincronização de tempo com uma precisão de 50 ns e medição de velocidade com uma precisão de 0,2 m/s. O serviço militar é mais preciso, fornecendo informação de estado e uma capacidade de comunicação militar.

Os satélites têm uma massa média de 2.200 kg, sendo 1.100 kg a massa correspondente ao propolente. Os satélites são estabilizados nos seus três eixos espaciais. Os satélites BeiDou são desenvolvidos pelo Instituto de Pesquisa de Tecnologia Espacial do Grupo de Ciência e Tecnologia Espacial da China.

Em Janeiro de 2009 a China anunciava que o seu sistema independente de posicionamento e navegação deverá estar completo em 2015 com um total de trinta satélites, dez dos quais deveriam ser lançados entre 2009 e 2010. No entanto estes planos tiveram de ser alterados devido a problemas técnicos registados no satélite Compass-G2 bem como devido ao problemas com o foguetão lançador CZ-3B Chang Zheng-3B que a 31 de Agosto de 2009 registava um problema a quando do lançamento do satélite de comunicações indonésio Palapa-D. De salientar que existem inúmeros sistemas comuns entre o CZ-3B e o CZ-3C Chang Zheng-3C.

O primeiro satélite do sistema foi lançado a 30 de Outubro de 2000. O BeiDou-1A foi colocado em órbita por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites Xi Chang. O satélite foi colocado numa órbita inicial de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 41.889 km, perigeu a 195 km e inclinação orbital de 25,0º, antes de ficar colocado na sua órbita definitiva a 6 de Novembro, ficando estacionado a 140º longitude Este.

O BeiDou-1B era lançado a 20 de Dezembro de 2000 por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites Xi Chang. O satélite foi colocado numa órbita inicial de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 41.870 km, perigeu a 190 km e inclinação orbital de 25,0º. O lançamento deste satélite completou o sistema protótipo de dois satélites que deveria fornecer a informação de posicionamento para os serviços de transporte de caminho-de-ferro, auto-estradas e de navegação marítima. O satélite foi posteriormente posicionado na órbita geossíncrona a 80º longitude Este.

O primeiro satélite suplente, o BeiDou-1C, foi lançado a 24 de Maio de 2003 por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites Xi Chang. O BeiDou-1C foi colocado na órbita geossíncrona a 110º longitude Este. A 2 de Fevereiro de 2007 era lançado o BeiDou-1D por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites Xi Chang. Este satélite não atingiu a órbita geossíncrona até Abril do mesmo ano devido a problemas na abertura dos seus painéis solares. Fontes militares norte-americanas referiram também a existência de uma nuvem de detritos na altura em que o satélite deveria operar o seu motor de impulso para o apogeu.

CZ-3A Chang Zheng-3A (长征三号甲火箭)

O foguetão lançador CZ-3A Chang Zheng-3A é um veículo a três estágios de propulsão líquida cujo projecto foi iniciado em meados dos anos 80 pela Academia Chinesa de Tecnologia de Foguetões Lançadores. O seu terceiro estágio consome propulsores criogénicos.

O foguetão tem um comprimento total de 55,81 metros e sua massa no lançamento é de 241.000 kg, sendo capaz de colocar 2.600 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

Estágio	**Primeiro estágio L-180**	**Segundo estágio L-35**	**Terceiro estágio H-18**
Massa no lançamento (kg)	241.000		
Propolente	N_2O_4/UDMH		LOX/LH_2
Massa do Propolente (kg)	171.775	30.752	18.193
Massa do estágio sem propolente (kg)	9.000	4.000	2.800
Motor	4 x YF-21C	YF-24E YF-22E (principal) YF-23C (vernier)	YF-75
Força (kN)	2.961,6	742 (principal) 11,8 x 4 (vernier)	4.312
Impulso específico (s)	189	297	440
Imp. esp. nível do mar (s)	259	260	-
Tempo de queima (s)	155	110	470
Diâmetro (m)	3,35	3,35	3,0
Comprimento (m)	23,272	11,276	12,375
Comprimento carenagem (m)	8,887		
Diâmetro carenagem (m)	3,35		
Comprimento total (m)	55,81		

Em comparação com o CZ-3 Chang Zheng-3, o CZ-3A melhora de forma considerável a sua performance e é capaz de duplicar a capacidade de carga na órbita geossíncrona, possuindo um primeiro e segundo estágio melhorado e um terceiro estágio de maiores dimensões. Este foi totalmente redesenhado para ser equipado com o motor YF-75. Em relação ao CZ-3, possui um novo sistema digital avançado.

O desenvolvimento do motor YF-75 demorou cinco anos e foi levado a cabo numa fábrica aberta que não impedia a entrada do ar gelado no Inverno e do calor tórrido do Verão.

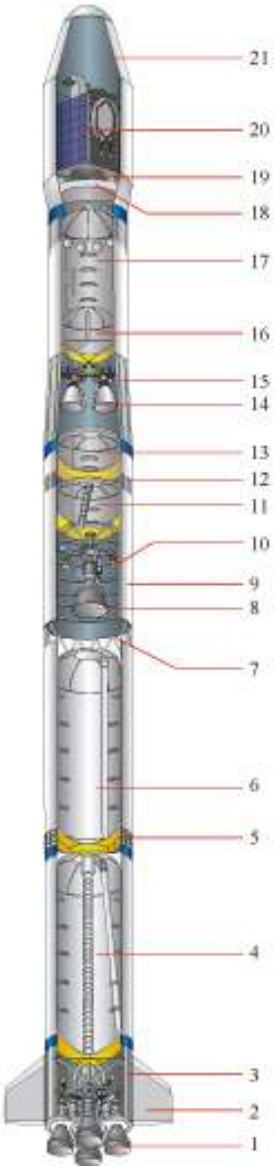
O sistema do CZ-3A é composto pela estrutura do foguetão lançador, sistema de propulsão, sistema de controlo, sistema de telemetria, sistema de rastreio e segurança, sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase orbital não propulsiva, sistema de utilização de propolente criogénico, sistema de separação e sistema auxiliar.

A estrutura do foguetão actua de forma a suportar as várias cargas internas e externas no lançador durante o transporte, elevação (colocação na plataforma de lançamento) e voo. A estrutura do foguetão também combina todos os subsistemas em conjunto. A estrutura do foguetão é composta pelo primeiro estágio, segundo estágio, terceiro estágio e carenagem de protecção. A figura na página seguinte mostra a configuração do foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A.

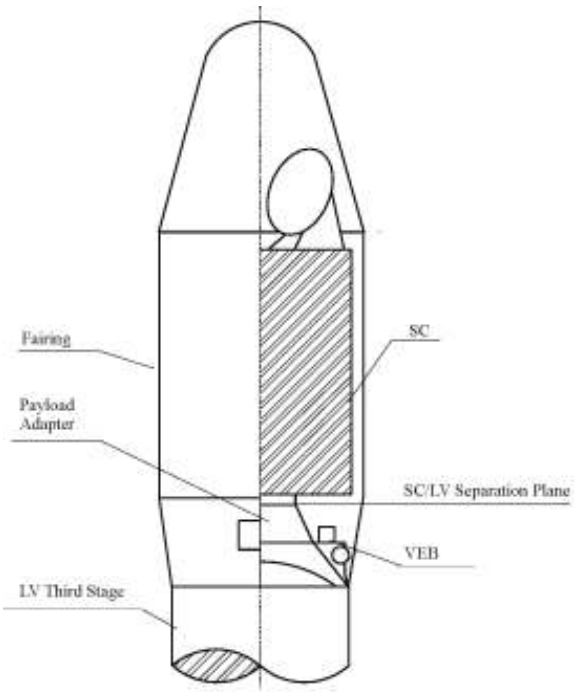
O primeiro estágio é composto pela secção inter-estágio, tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, secção posterior, secção de cauda, válvulas e condutas, etc.

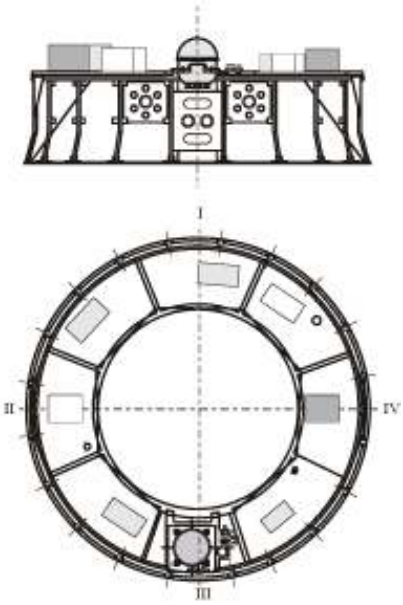
O segundo estágio é composto pelo tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, válvulas e condutas, etc.

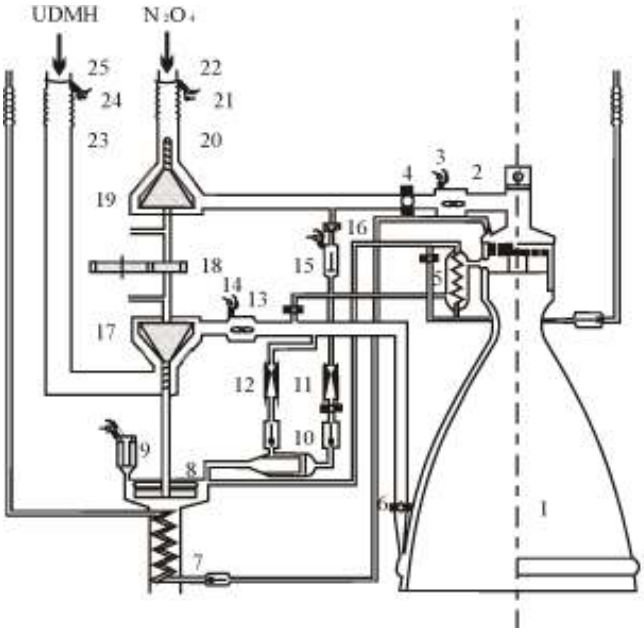
O terceiro estágio contém o adaptador de carga, secção de equipamento e tanques de propolente criogénico. O adaptador de carga faz a ligação física entre a carga e o foguetão CZ-3A e reparte as cargas entre ambos. O anel da interface no topo do adaptador pode ser uma das interfaces standard internacionais 937B, 1194, 1194A ou 1666. A secção de equipamento é uma placa circular metálica fabricada pelo método de favos de colmeia e com estruturas de reforço. Aqui encontram-se os sistemas aviónicos do lançador. O tanque de propolente do terceiro estágio é termicamente isolado com um anteparo comum, tendo uma forma convexa superior no meio. O anteparo comum possui uma dupla camada térmica isoladora em vácuo. O hidrogénio líquido é abastecido na parte superior do tanque e o oxigénio líquido é armazenado na parte inferior.



1 - Motor do primeiro estágio
2 - Estabilizador
3 - Secção posterior
4 - Tanque de combustível
5 - Secção inter-tanque
6 - Tanque de oxidante
7 - Suporte inter-estágio
8 - Motor do segundo estágio
9 - Secção inter-tanque
10 - Motor vernier do segundo estágio
11 - Tanque de combustível
12 - Secção inter-tanque
13 - Tanque de oxidante
14 - Motor do terceiro estágio
15 - Secção inter-estágio
16 - Tanque de LOX
17 - Tanque de LH2
18 - Secção de equipamento
19 - Adaptador de carga
20 - Carga
21 - Carenagem de protecção







VEB

1 Thrust Chamber
2 Oxidizer Main Valve
3 Electric Squib
4 Oxidizer Main Throttling Orifice
5 Cooler
6 Fuel Main Throttling Orifice
7 Vapourizer
8 Turbine
9 Solid Start Cartridge
10 Gas Generator
11 Oxidizer Subsystem Cavitating Venturi
12 Fuel Subsystem Cavitaing Venturi
13 Fuel Main Valve
14 Electric Squib
15 Subsystem Cut-off Valve
16 Filter
17 Fuel Pump
18 Gear Box
19 Oxidizer Pump
20 Swing Hose
21 Electric Squib
22 Oxidizer Starting Valve
23 Swing Hose
24 Electric Squib
25 Fuel Starting Valve

A carenagem é composta por uma abóbada, secção bicónica, secção cilíndrica e secção cónica invertida.

O sistema de propulsão, incluindo motores e sistema de fornecimento / pressurização, gera a força dianteira e de controlo necessária para o voo. O primeiro estágio e o segundo estágio, utilizam propolentes armazenáveis, isto é tetróxido de azoto (N_2O_4) e dimetil hidrazina assimétrica (UDMH). Os tanques de propolente são pressurizados pelos sistemas de propulsão regenerativos. Existem quatro motores em paralelo no primeiro estágio. Os motores podem ser orientados em direcções tangenciais. A força de cada motor é de 740,4 kN. Os quatro sistemas de propulsão utilizam os mesmos motores. Existe um motor principal e quatro motores vernier no segundo estágio. A força total é de 789,1 kN.

O terceiro estágio utiliza propolentes criogénicos, isto é hidrogénio líquido (LH_2) e oxigénio líquido (LOX). Dois motores universais em suspensões cardan proporcionam uma força total de 157 kN. O rácio de expansão dos motores é de 80:1 e o impulso específico é de 4.312 Ns/kg. O tanque de LH_2 é pressurizado por hélio e por um sistema regenerador, e o tanque de LOX é pressurizado por hélio aquecido e por um sistema regenerador.

O sistema de controlo é utilizado para manter a estabilidade do voo do lançador e para levar a cabo a navegação e / ou orientação segundo o programa de voo pré-estabelecido. O sistema de controlo consiste de uma unidade de orientação, sistema de controlo de atitude, sequenciador, distribuição de energia, etc. O sistema de controlo adopta uma plataforma inercial de quatro eixos, computador de bordo e dispositivos digitais de controlo de atitude. Algumas tecnologias avançadas são aplicadas no sistema de controlo, tais como sequenciadores electrónicos programáveis, decoplagem de três canais, controlo de duplo parâmetro e compensação em tempo real para erros de medição. Estas tecnologias tornam o lançador muito flexível para várias missões.

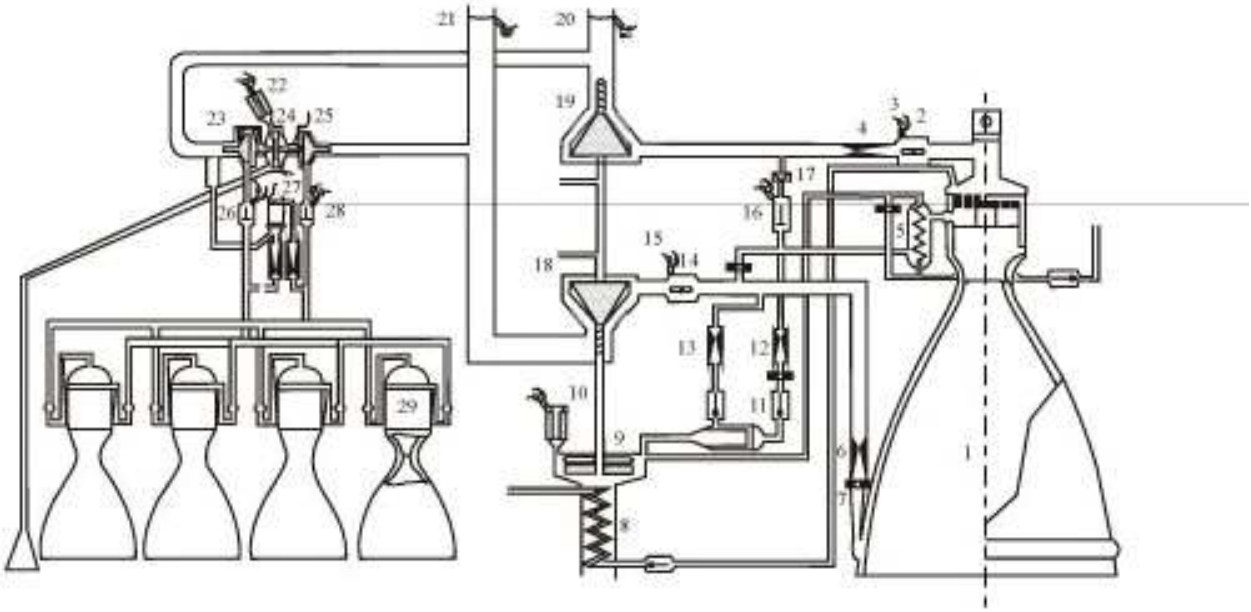
O sistema de telemetria funciona para medir e transmitir alguns parâmetros dos sistemas do lançador. Alguns dados medidos podem ser processados em tempo real. O sistema de telemetria recebe energia tendo em conta a distribuição dos sensores e codificação dos dados. As medições dos sinais de comando são digitalizadas. O fornecimento de energia e os testes são levados a cabo de forma automática. Os conversores digitais a bordo são inteligentes e cerca de 700 parâmetros são medidos.

O sistema de rastreio e de segurança mede os dados da trajectória e parâmetros de injecção orbital finais. O sistema também fornece informação para meios de segurança. A auto-destruição do foguetão lançador seria levada a cabo de forma remota caso ocorresse alguma anomalia em voo. O desenho da medição de trajectória e de segurança são integrados em conjunto.

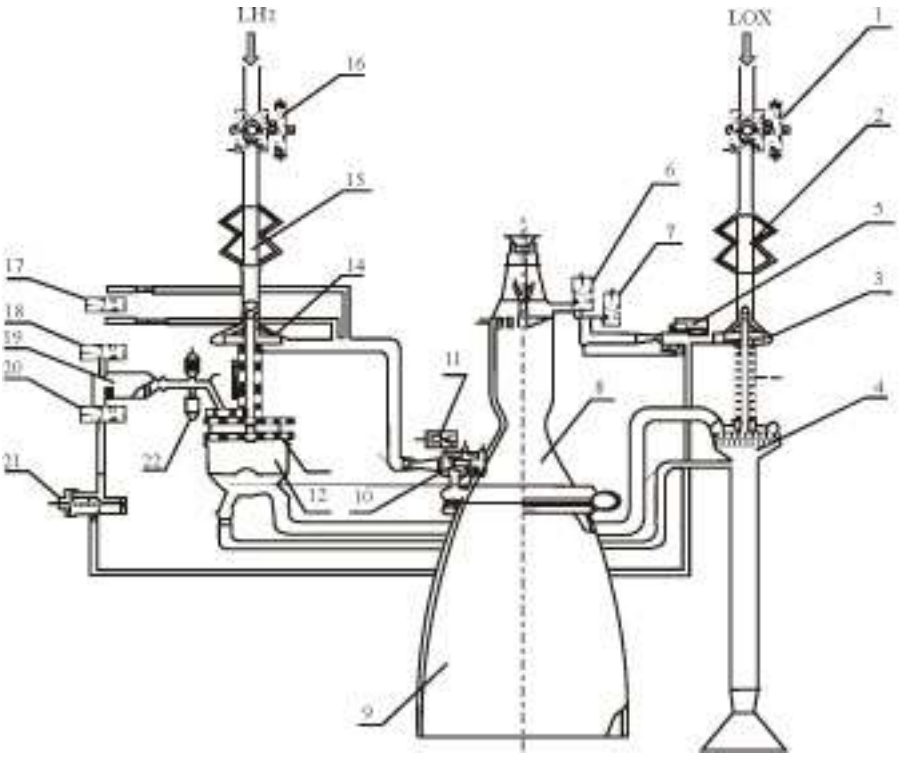
O sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase de voo não propulsionada leva a cabo o controlo de atitude e gestão de propolente em órbita e reorienta o lançador antes da separação da carga. Um motor alimentado por hidrazina em pressão trabalha de forma intermitente neste sistema que pode ser accionado repetidamente segundo os comandos recebidos.

O sistema de utilização dos propolentes criogénicos mede em tempo real o nível de propolentes no interior dos tanques do terceiro estágio e ajusta o nível de consumo de oxigénio líquido para tornar os propolentes residuais numa proporção óptima. O ajustamento é utilizado para compensar o desvio da performance do motor, estrutura da massa, carga de propolente, etc., para o propósito de se obter uma maior capacidade de lançamento. O sistema contém um processador, sensores de nível de propolente e válvulas de ajustamento.

Os seguintes esquemas representam a estrutura dos sistemas de propulsão do primeiro, segundo e terceiro estágios.



1 Thrust Chamber
2 Oxidizer Main Valve
3 Electric Squib
4 Oxidizer Main Venturi
5 Cooler
6 Fuel Main Venturi
7 Throttling Orifice
8 Vapourizer
9 Turbine
10 Solid Start Catridge
11 Gas Generator
12 Oxidizer Subsystem Venturi
13 Fuel Subsystem Venturi
14 Fuel Main Valve
15 Electric Squib
16 Subsystem Cut-off Valve
17 Filter
18 Fuel Pump
19 Oxidizer Pump
20 Oxidizer Starting Valve
21 Fuel Starting Valve
22 Solid Start Cartridge
23 Oxidizer Pump
24 Turbine
25 Fuel Pump
26 Oxidizer Cut-off Valve
27 Gas Generator
28 Fuel Cut-off Valve
29 Vernier Combustion Chamber

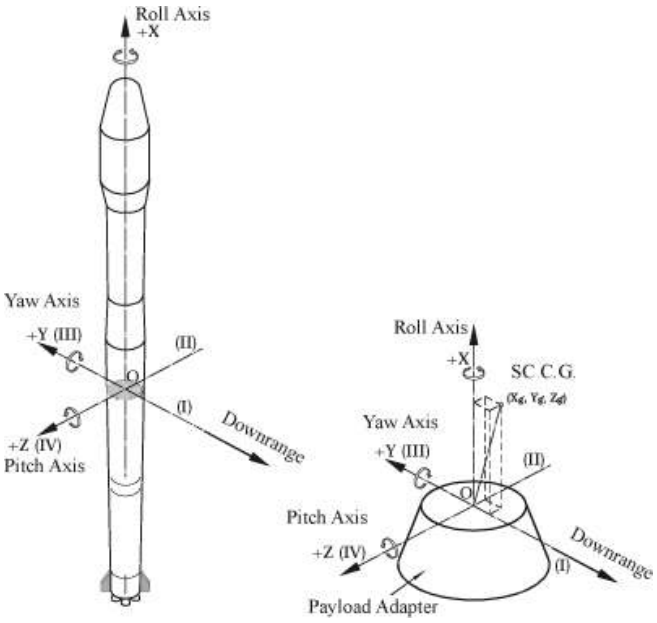


1. LOX Pump Front Valve
2. LOX Swinging Hose
3. LOX Pump
4. LOX Pump Turbine
5. Propellant Utilization Valve
6. LOX Main Valve
7. LOX Precooling Drain Valve
8. Thrust Chamber
9. Nozzle
10. LOX Main Valve
11. LH Precooling Drain Valve
12. LH and Helium Heater
13. LH Pump Turbine
14. LH Pump
15. LH Pump Front Swinging Hose
16. LH Pump Front Valve
17. LH Subsystem Bypass Valve
18. LH Subsystem Control Valve
19. Gas Generator
20. LOX Subsystem Control Valve
21. LOX Pressure Regulator
22. Solid Ignitor

Durante a fase de voo do CZ-3A Chang Zheng-3A existem quatro eventos de separação: a separação entre o primeiro e o segundo estágio, a separação entre o segundo e o terceiro estágio, a separação da carenagem e a separação entre a carga e o terceiro estágio.

- **Separação entre o primeiro e o segundo estágio** – a separação entre o primeiro e o segundo estágio é uma separação a quente, isto é o segundo estágio entra em ignição em primeiro lugar e depois o primeiro estágio é separado com a força dos gases de exaustão após o accionamento de 14 parafusos explosivos.

- **Separação entre o segundo e o terceiro estágio** – a separação entre o segundo e o terceiro estágio é uma separação a frio. Os parafusos explosivos são accionados em primeiro lugar e depois pequenos retro foguetões no segundo estágio são accionados para gerar a força de separação.



- **Separação da carenagem** – durante a separação da carenagem, os parafusos explosivos que ligam a carenagem e o terceiro estágio são accionados em primeiro lugar e depois todos os dispositivos pirotécnicos que ligam as duas metades da carenagem são accionados, com a carenagem a ser separada longitudinalmente. A carenagem volta-se para fora apoiada em dobradiças devido à força exercida por molas.
- **Separação entre a carga e o terceiro estágio** – a carga está fixa com o lançador ao longo de uma banda de fixação. Após a separação, a carga é empurrada pela acção de molas.

O sistema auxiliar funciona antes do lançamento e inclui unidades de monitorização e de medição no solo tais como verificação do nível de abastecimento de propolente e temperatura, medição da estanquicidade, fornecimento de ar condicionado para a carenagem de protecção, etc.

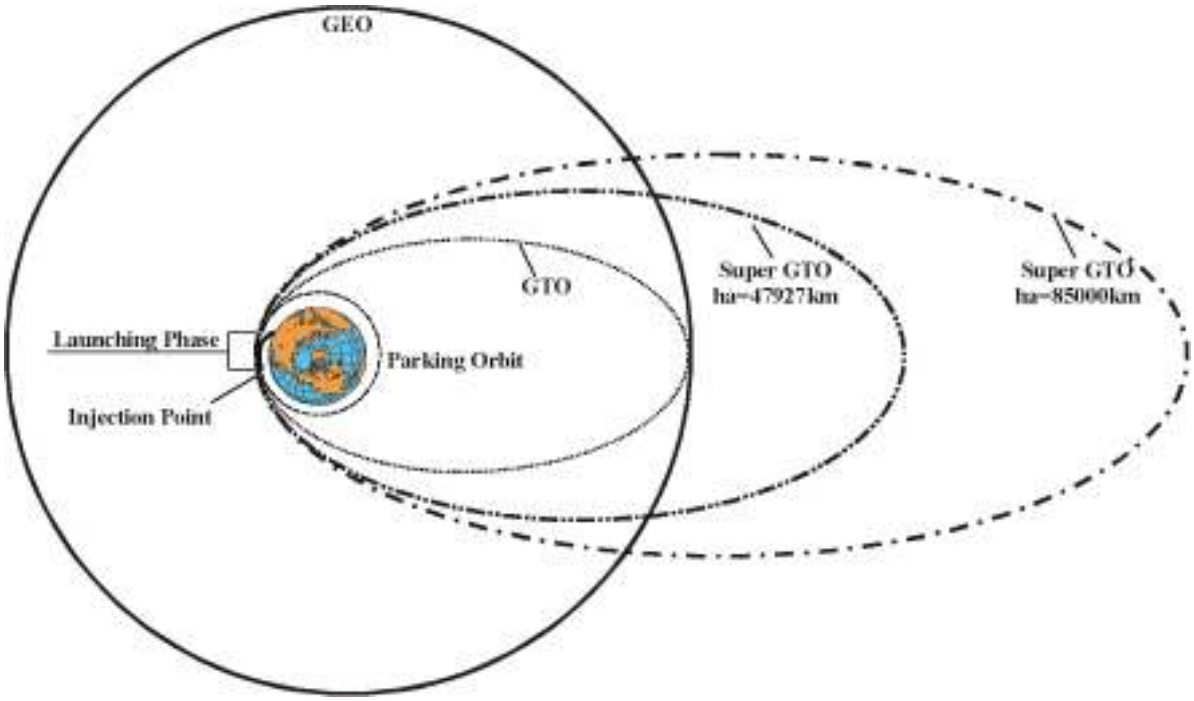
O sistema de coordenadas do foguetão lançador (OXYZ) tem origem no centro de massa instantâneo do veículo, isto é no centro de massa integrado da combinação carga / veículo lançador, incluindo o adaptador, propolentes e carenagem, etc., caso seja aplicável. O eixo OX coincide com o eixo longitudinal do foguetão. O eixo OY é perpendicular ao eixo OX e estão no interior do plano de lançamento 180º para lá do azimute de lançamento. Os eixos OX, OY e OZ formam um sistema ortogonal que segue a regra da mão direita.

A atitude de voo do eixo do veículo lançador está definida na figura ao lado. O fabricante do satélite define o sistema de coordenadas do satélite. A relação ou orientação entre o veículo lançador e os sistemas do satélite serão determinados ao longo da coordenação técnica para projectos específicos.

Missões que podem ser realizadas pelo CZ-3A

O foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A é um veículo potente e versátil que é capaz de levar a cabo as seguintes missões:

- Transportar cargas para órbitas de transferência para a órbita geossíncrona (GTO). Esta será a função primária do CZ-3A e o objectivo da sua concepção. Após a separação do CZ-3A, o satélite irá transferir-se da órbita GTO para a órbita geossíncrona GEO). Esta é a órbita operacional na qual o período orbital do satélite coincide com o período de rotação da Terra, 24 horas, e o plano orbital coincide com o plano do equador (ver figura em baixo);
- Injectar cargas numa órbita terrestre baixa (LEO) localizada abaixo de uma altitude média de 2.000 km;
- Injectar cargas em órbitas sincronizadas com o Sol (SSO). O plano destas órbitas encontra-se ao longo da direcção de rotação do eixo de rotação da Terra ou aponta para a rotação da Terra em torno do Sol. A velocidade angular do satélite é igual à velocidade angular média da Terra em torno do Sol.
- Lançar sondas espaciais para lá do campo gravitacional da Terra.



Performance do CZ-3A Chang Zheng-3A

No total já foram levadas a cabo 18 lançamentos do CZ-3A, tendo uma taxa de sucesso de 100%. O primeiro lançamento do CZ-3A teve lugar a 8 de Fevereiro de 1994, colocando em órbita o satélite tecnológico SJ-4 Shi Jian-4 juntamente com um modelo dos satélites DFH-3, o Kua Fu-1. A seguinte tabela mostra os lançamentos levados a cabo pelo CZ-3A (Todos os lançamentos são levados a cabo desde o Centro de Lançamentos de Satélites de Xi Chang.).

Lançamento	Veículo Lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
1994-010	Y901201 (?)	8-Fev-94	8:33:53	SJ-4 Shi Jian-4 (22996 1994-010A) Kua Fu-1 (23009 1994-010B)
1994-080	Y901302	29-Nov-94	17:02:00	ZX-6A ZhongXing-6A (23415 1994-080A)
1997-021	CZ3A-3	11-Mai-97	16:17:00	ZX-6 ZhongXing-6 (34798 1997-021A)
2000-003	Y4 (?)	25-Jan-00	16:45:05	ZX-22 ZhongXing-22 (26058 2000-003A)
2000-069	CZ3A-5	30-Out-00	16:02:00	BD-1A BeiDou-1A (26599 2000-069A)
2000-082	CZ3A-6	20-Dez-00	16:20:00	BD-1B BeiDou-1B (26643 2000-082A)
2003-021	Y7	24-Mai-03	8:34:00	BD-1C BeiDou-1C (27813 2003-21A)
2003-052	Y8	14-Nov-03	16:01:00	ZX-20 ZhongXing-20 (28080 2003-52A)
2003-042	Y9	19-Out-04	1:20:00	FY-2C Feng Yun-2C (28451 2004-042A)
2006-038	Y10	12-Set-06	16:02:00	ZX-22A Zhongxing-22A 'Feng Huo-3' (29398 2006-038A)
2006-053	Y11	8-Dez-06	0:53:23	FY-2D Feng Yun-2D (29640 2006-53A)
2007-003	Y12 (?)	2-Fev-07	16:28:00	BD-1D BeiDou-1D (30323 2007-003A)
2007-011	Y13	13-Abr-07	20:11:00	BeiDou-2 'Compass-1M' (31115 2007-011A)
2007-021	Y15	31-Mai-07	16:08:00	Xinnuo-3 'SinoSat-3' (31577 2007-021A)
2007-051	Y14	24-Out-07	10:05:04.602	Chang'e-1 (32273 2007-051A)
2008-066	Y20	23-Dez-08	00:54:04.330	FY-2E Feng Yun-2E (33463 2008-066A)
2010-036	Y16	31-Jul-10	21:30:04.278	BeiDou-2 'Compass-I1' (36828 2010-036A)
2010-064	Y21	24-Nov-10	16:09:04.339	ZX-20A ZhongXing-20A 'Shen Tong-1B' (37234 2010-064A)
2010-068	Y18	18-Dez-10	20:20:04.378	BeiDou-2 'Compass-I2' (37256 2010-068A)
2011-013	Y19	10-Abr-11	20:47:04.570	BeiDou-2 'Compass-I3' (37384 2011-013A)

Descrição da missão do CZ-3A[3]

O CZ-3A é principalmente utilizado para missões para a órbita GTO, sendo a GTO standard recomendada ao utilizador do veículo. O CZ-3A coloca a carga numa GTO standard com os seguintes parâmetros a partir de Xi Chang: altitude do perigeu – 200 km; altitude do apogeu – 35.958,2 km, inclinação 28,5º; argumento do perigeu – 179,6º (estes parâmetros representam a órbita instantânea a quando da separação do satélite do terceiro estágio; A altitude do perigeu é equivalente a uma altitude real de 35.786 km na passagem do primeiro perigeu devido a perturbações causadas pela forma oblatada da Terra). Os quadros seguintes mostram a sequência de voo típica do CZ-3C Chang Zheng-3A.

Evento	Tempo de Voo (s)
Lançamento	0,000
Manobra de arfagem	12,000
Final da queima 1º estágio	146,428
Separação entre 1 / 2º estágio	147,928
Separação da carenagem	236,928
Final da queima do motor principal 2º estágio	258,278
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	263,278
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	264,278
Final da primeira queima 3º estágio	617,299
Início da fase não propulsiva	620,799
Fim da fase não propulsiva / Segunda ignição 3º estágio	1252,513
Final da segunda queima 3º estágio / Início do ajustamento de velocidade	1374,440
Fim do ajustamento de velocidade	1394,440
Separação da carga	1474,440

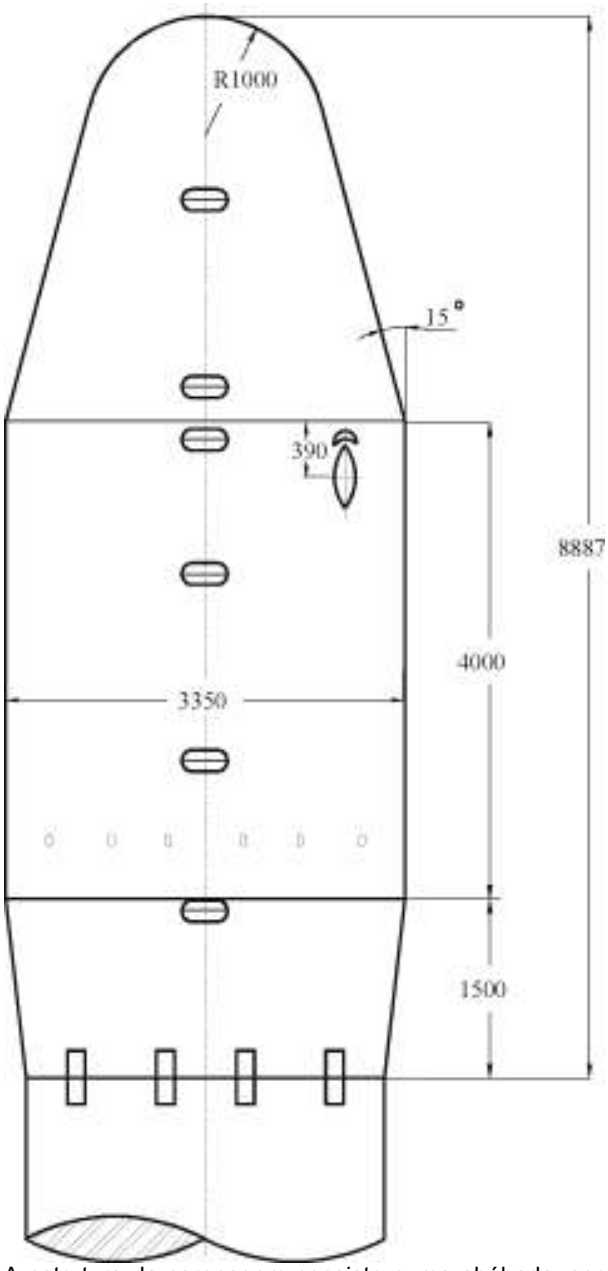
Sequência de voo típica do foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A Tabela: Rui C. Barbosa.

Evento	Altitude de Voo (km)	Distância ao Solo (km)	Projecção Latitude Satélite (º)	Projecção Longitude Satélite (º)
Lançamento	1,825	0,000	28,246	102,027
Final da queima 1º estágio	55,626	79,065	27,908	102,806
Separação entre 1 / 2º estágio	56,804	82,252	27,901	102,838
Separação da carenagem	118,971	324,879	27,317	105,211
Final da queima do motor principal 2º estágio	134,172	403,340	27,118	106,162
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	137,844	423,014	27,067	106,200
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	138,561	426,951	27,057	108,704
Final da primeira queima 3º estágio	195,265	2291,528	21,416	123,541
Início da fase não propulsiva	195,188	2316,632	21,330	123,765
Segunda ignição 3º estágio	194,859	6853,729	2,136	165,766
Final da segunda queima 3º estágio	212,941	7855,140	-2,448	168,520
Fim do ajustamento de velocidade terminal	222,677	8044,293	-3,291	170,000
Separação da carga	287,952	8792,918	-6,599	175,888

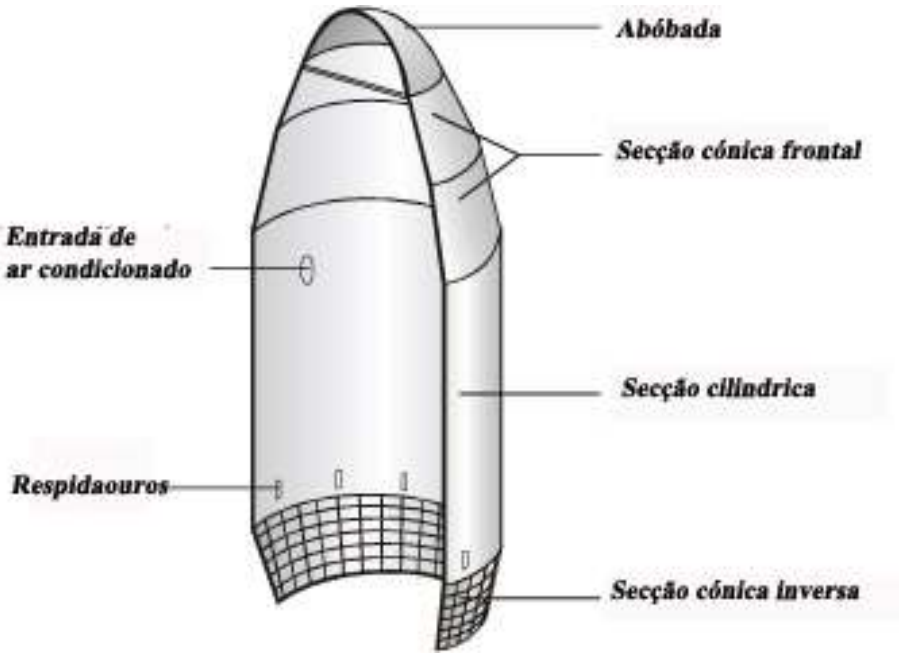
[3] A performance do foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A aqui discutida é baseada na assumpção de que o veículo é lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang tendo em conta as limitações relevantes no que diz respeito à segurança e requerimentos de rastreio a partir do solo; tem-se em conta que o azimute de lançamento é de 104º; a massa do adaptador de carga e do sistema de separação não estão incluídas na massa da carga; o terceiro estágio do CZ-3A transporta a quantidade suficiente de propolente para atingir a órbita pretendida com uma probabilidade superior a 99,73%; por altura da separação da carenagem de protecção o fluxo aerodinâmico é inferior a 1.135 W/m^2; e os valores das altitudes orbitais são determinados em relação a uma Terra esférica com um raio de 6.378 km.

As carenagens do CZ-3A

A carga está protegida por uma carenagem que a isola de várias interferências da atmosfera, que inclui correntes de ar de alta velocidade, cargas aerodinâmicas, aquecimento aerodinâmico e ruídos acústicos, etc., enquanto que o lançador ascende através da atmosfera. A carenagem proporciona assim à carga um bom meio ambiente.



O aquecimento aerodinâmico é absorvido ou isolado pela carenagem. A temperatura no interior da carenagem é controlada dentro dos limites estabelecidos. Os ruídos acústicos gerados por correntes de ar e pelos motores do lançador são reduzidos para níveis permitidos para a respectiva carga.



A carenagem é separada e ejectada quando o foguetão lançador voa fora da atmosfera. A altura exacta da separação da carenagem é determinada pelo requisito de que o fluxo de calor aerodinâmico na separação da carenagem seja inferior a 1.135 W/m^2.

Vinte e dois tipos de testes foram levados a cabo no desenvolvimento da carenagem do CZ-3A, incluindo testes em túneis de voo, testes térmicos, testes acústicos, testes de separação, testes de análise de modelos, testes de resistência, etc.

O volume estático da carenagem é a limitação física das dimensões máximas da configuração da carga a transportar. O volume estático é determinado pela consideração das deformações estimadas a nível dinâmico e estático do conjunto carenagem / carga por uma variedade de interferências durante o voo. Os volumes variam com diferentes tipos de carenagem e adaptadores de carga. Pode-se permitir que algumas saliências na carga possam exceder o volume estático máximo (□3000) da secção cilíndrica da carenagem.

A estrutura da carenagem consiste numa abóbada, secção bicónica, secção cilíndrica e uma secção cónica invertida. A abóbada é um corpo semi-esférico com um raio de 1 metros, uma altura de 0,740 metros e um diâmetro de base de 1,930 metros. Consiste numa concha abobadada, um anel de base, um anel em encapsulamento e reforços.

A concha abobadada é uma estrutura em fibra de vidro com uma espessura de 8 mm. O anel de base, anel de encapsulamento e reforço são fabricados em ligas de alumínio de alta resistência. Uma cintura à base de borracha de sílica cobre o exterior da linha de divisão e um cinturão de borracha está comprimido entre as duas metades. Os cinturões de isolamento exterior e interior impedem a corrente de ar de entrar na carenagem durante o voo.

Frequencia (GHz)	Perda (dB)	Taxa Transparência
0,4	-0,25	0,94
4	-0,47	0,89
8	-0,52	0,88
10	-1,63	0,68
13	-1,4	0,72
15	-2,73	0,53
17	-4,11	0,38

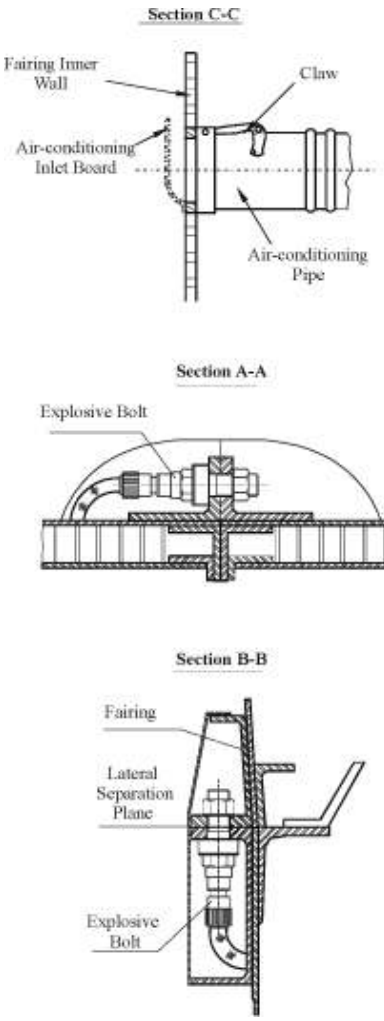
A parte superior da secção bicónica é um cone de 15º com uma altura de 2,647 metros e a parte inferior é um cone de 15º com uma altura de 1,500 metros. A parte superior e a parte inferior estão interligadas. O diâmetro do anel superior é de 1,930 metros e o diâmetro do anel inferior é de 3,350 metros. A estrutura da secção cilíndrica é idêntica à da secção bicónica, isto é tem uma constituição em favos de mel de alumínio.

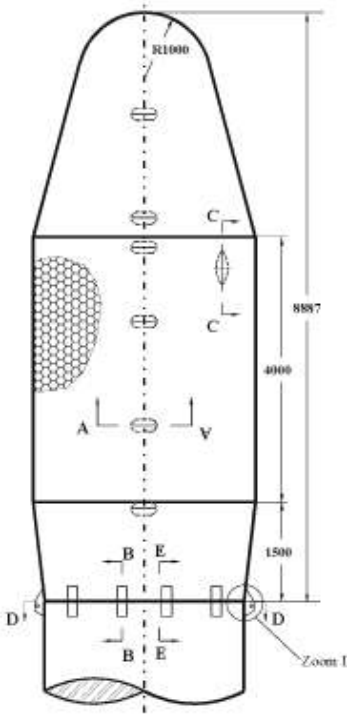
A secção cónica invertida é uma estrutura reforçada monocoque. É composta por um anel superior, um anel intermédio, reforços inferiores longitudinais e cobertura com tratamento químico. Estão disponíveis várias portas de acesso nesta secção.

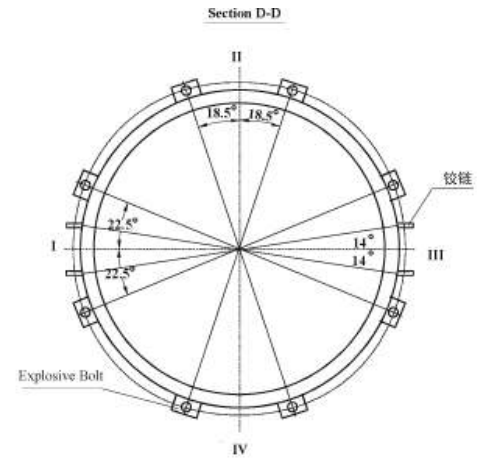
A superfície exterior da carenagem, especialmente a superfície da abóbada e da secção bicónica, sofre um aquecimento devido à corrente de ar a alta velocidade durante o lançamento. Deste modo, são adoptadas medidas que evitam o aquecimento para garantir que a temperatura na superfície interior seja inferior a 80ºC.

A superfície exterior da secção bicónica e da secção cilíndrica são cobertas por um painel de cortiça especial. O painel na secção bicónica tem uma espessura de 1,2 mm e na secção cilíndrica tem uma espessura de 1,0 mm.

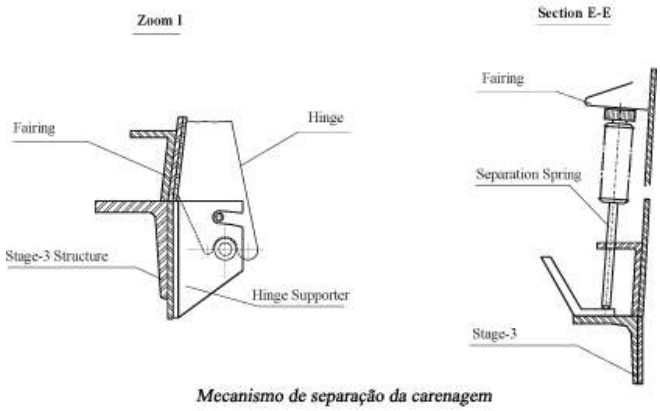
O mecanismo de separação e ejecção da carenagem consiste em mecanismos de abertura laterais, mecanismo de abertura longitudinal e mecanismo de separação, accionados por molas e ganchos.





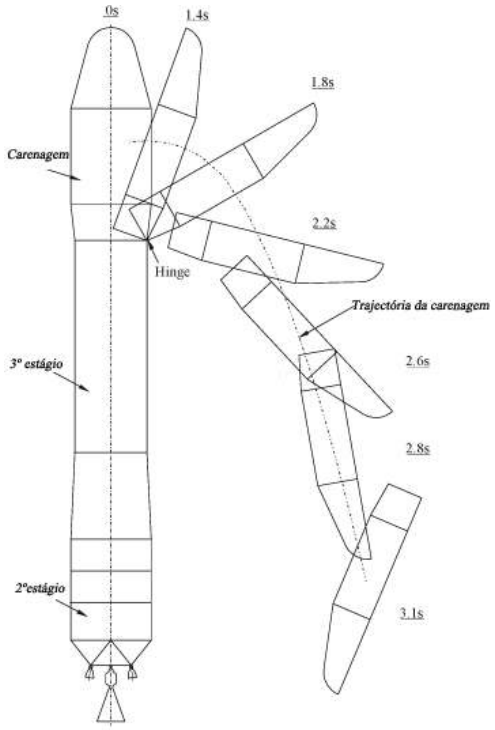


Localização dos mecanismos explosivos se separação da carenagem



Mecanismo de separação da carenagem

Cada metade da carenagem é suportada por dois ganchos que estão localizados nos quadrantes I e III. Existem quatro molas de separação em cada metade da carenagem, actuando com um máximo de força de 37,8 kN. Após a separação, cada metade roda sobre uma dobradiça. Quando o ângulo de rotação é superior a 18º/s, dá-se a separação da metade da carenagem.



Processo dinâmico de separação da carenagem

O mecanismo de separação da carenagem é composto por dobradiças e molas. Cada metade da carenagem é suportada por duas dobradiças que se localizam no quadrante I e III. Existem seis molas de separação colocadas em cada metade da carenagem; o máximo de força exercida por cada mola é de 37,8 kN. Após a abertura da carenagem, cada metade roda em torno de uma dobradiça. Quando a taxe de rotação da metade da carenagem é superior a 18º/s, a carenagem é ejectada. O processo cinemático é exemplificado a seguir.

Podem ser incorporadas na secção bicónica da carenagem e na secção cilíndrica janelas transparentes às radiofrequências RF para fornecer ao satélite a capacidade de transmissão através da carenagem de acordo com as necessidades do utilizador. As janelas transparentes RF são fabricadas em fibra de vidro na qual a taxa de transparência é indicada na tabela ao lado.

Podem ser proporcionadas portas de acesso à secção cilíndrica para permitir um acesso limitado ao satélite após a colocação da carenagem. Algumas áreas da carenagem não podem ser seleccionadas para a localização das janelas de radiofrequência RF.

À esquerda o processo dinâmico de separação da carenagem de protecção no foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A.

O Complexo de Lançamento

O complexo de lançamento para o foguetão Chang Zheng-3C no Centro de Lançamento de Satélites em Xi Chang, inclui as plataformas de lançamento, torres de serviço, torres umbilical, centro de controlo de lançamento, sistemas de abastecimento, sistemas de fornecimento de gás, sistemas de fornecimento de energia, torres de protecção contra relâmpagos, etc.

As torres de serviço são compostas pelas torres do guindaste, equipamento movível, plataformas, elevadores, sistema de distribuição e fornecimento de energia, condutas de abastecimento para armazenamento do propolente, detectores de incêndio e extintores.

As torres têm uma altura de 90,60 metros. No topo das torres existem dois guindastes. A altura

de levantamento efectiva é de 85 metros. A capacidade de carga é de 20.000 kg (guincho principal) e 10.000 kg (guincho suplente). Existem dois elevadores (com uma capacidade de 2.000 kg) para a elevação de pessoal e equipamentos. As torres têm plataformas para operações de verificação e operações de teste do foguetão lançador e da sua carga.

A parte superior das torres é uma área limpa com ambiente controlado. O nível de limpeza é de Classe 100.000 e as temperaturas na área de operação do satélite encontram-se entre os 15 ºC e os 25 ºC. A acoplagem entre a carga e o veículo lançador, teste do satélite, encapsulamento da carenagem e outras actividades são levadas a cabo nesta área. Um guindaste superior telescópico está equipado para levar a cabo estas operações. Este guindaste pode rodar num ângulo de 180º e a sua capacidade é de 8.000 kg.

Nas torres de serviço, a Sala 812 é exclusivamente preparada para a carga. No seu interior é fornecida uma corrente eléctrica de 60Hz UPS (Fase 120V, 5kW). A resistência é menos de 1□. A área desta sala é de 8 m^2.

Para além de um sistema de hidratação, as torres de serviço estão também equipadas com pó extintor e extintores 1211.

Esquema de Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de satélites de Xi Chang.

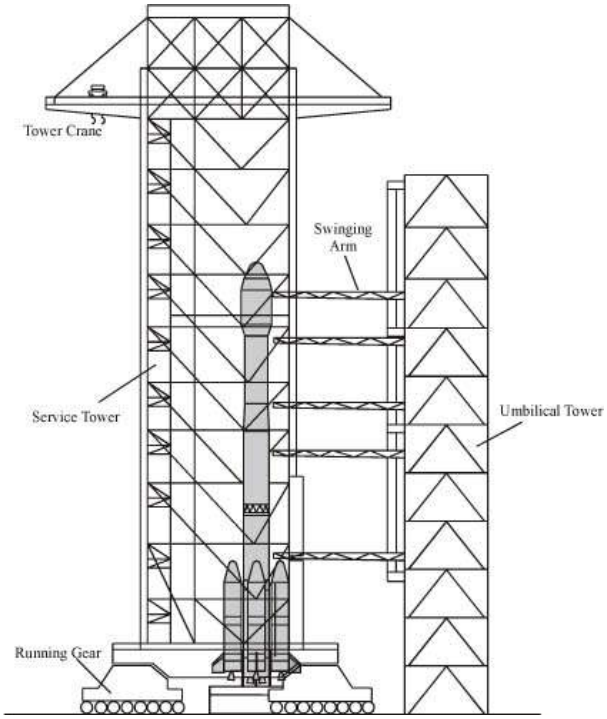
As torres umbilicais servem para fornecer ligações eléctricas, condutas de gás, condutas líquidas, bem como as ligações para o satélite e para o foguetão lançador. As torres têm um sistema de braço amovível, plataformas e condutas de abastecimento criogénico. O abastecimento do lançador é levado a cabo através das condutas criogénicas. As torres umbilicais também estão equipadas com sistemas de ar condicionado para a carga e carenagem, um sistema RF, sistemas de comunicações, plataformas rotativas, sistemas de extinção de incêndios, etc. Os cabos de fornecimento de energia são conectados ao satélite e ao lançador através destas torres umbilicais. As condutas do ar condicionado são ligadas à carenagem também através desta torre para fornecer ar limpo. A limpeza do ar condicionado é de Classe 100.000 e a temperatura encontra-se entre os 15ºC e os 25ºC, com uma humidade entre 35% e 55%.

A Sala 722 das torres umbilicais é exclusivamente preparada para a carga. A sua área é de 8m^2 e no seu interior é fornecida uma corrente eléctrica de 60Hz/50Hz UPS (Fase 120V/220V/15A). A resistência é menos de 1Ω.

Centro de Controlo de Lançamento

O Centro de Controlo de Lançamento (CCL) é uma estrutura em fortim capaz de resistir a uma explosão violenta. As operações levadas a cabo na torre (tais como testes antes do lançamento, abastecimento, operações de lançamento) do foguetão lançador são controladas desde o CCL. O controlo de lançamento do satélite também pode ser levado a cabo no CCL. A sua área de construção é de 1.000 m^2.

O CCL inclui as salas de teste do veículo lançador, salas de teste dos satélites, sala de controlo de abastecimento, sala de controlo de lançamento, sala de informação para o director de missão, sistema de ar condicionado, passagens de evacuação, etc. Todo o CCL recebe ar condicionado.



Existem duas salas para o teste dos satélites e cada uma tem uma área de 48,6 m^2. A temperatura no interior das salas é de 20ºC com variação máxima e mínima de 5ºC. A humidade relativa é de 75%. Em cada sala existem painéis de distribuição de energia 380V/220V, 50Hz e 120V/220V, 60Hz. A resistência é menos de 1Ω. O satélite é conectado com o equipamento de controlo no interior da sala de teste através de cabos umbilicais.

Estão disponíveis no interior das salas sistemas de telefone e de monitorização, bem como na torre e nos restantes locais.

Centro de Controlo e Comando da Missão

O Centro de Controlo e Comando da Missão (CCCM) está localizado a 7 km do local de lançamento. Todo o edifício inclui duas partes: uma é a zona de comando e controlo e a outra é a zona de computação. A zona de comando e controlo consiste em duas áreas: a área de comando e a área de segurança. Em torno da primeira zona encontram-se salas de operação e escritórios. Existem uma sala de visitas no segundo andar e os visitantes podem observar o lançamento em ecrãs de televisão. Existem sistemas de televisão por cabo parta os visitantes.

O CCCM tem como funções comandar todas as operações das estações de rastreio e monitorizar a performance e estado do equipamento, levar a cabo o controlo de segurança após o lançamento, obter informações sobre os parâmetros de localização do lançador a partir de estações e processar estes dados em tempo real, fornecer a aquisição e e obter dados para as estações de rastreio e para o Centro de Controlo de Satélites em Xi'an, fornecer informações à equipa de controlo e levar a cabo o processamento de dados após a missão.

人民网people
www.people.com.cn
www.9ifly.cn

O CCCM possui um sistema de computadores a funcionar em tempo real; um sistema de comando e controlo; levar a cabo a monitorização e fornecimento de controlo, computadores sistemas de conversão D/A e A/D, sistemas de televisão, sistemas de gravação de dados e sistemas de telecomando; sistemas de comunicação, sistemas de temporização e transmissão de dados, e equipamento de impressão e revelação de filme.

Centro de Controlo, Telemetria e Detecção

O Centro de Controlo, Telemetria e Detecção (CCTD) do Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang e o CCTD do Centro de Controlo de Satélites de Xi'an, formam uma rede de Controlo, Telemetria e Detecção para cada missão. O CCTD do Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang consiste na estação de rastreio de Xi Chang, na estação de rastreio de Yibin e na estação de rastreio de Guiyang. O CCTD do Centro de Controlo de Satélites de Xi'an consiste na estação de rastreio de Weinan, na estação de rastreio de Xiamen e nos navios de instrumentação.

O Centro de rastreio de Xi Chang inclui equipamentos ópticos, radar, telemetria e telecomando. É responsável pela medição e processamento dos dados de voo do foguetão lançador e também pelo controlo da zona de segurança. Os dados recebidos e gravados pelo sistema do CCTD são utilizados para o processamento e análise após a missão.

As principais funções do CCTD são o registo dos dados iniciais de voo em tempo real, medição da trajectória do veículo lançador; recepção, gravação, transmissão e processamento dos dados e telemetria do foguetão lançador e do satélite; tomar decisões relativas à segurança; e computar o estado de separação entre o satélite e o lançador e respectivos parâmetros de injecção.

Após o lançamento o foguetão é imediatamente seguido pelo equipamento óptico, de telemetria e por radares em torno do local de lançamento. Os dados recebidos são enviado para CCCM. Estes dados serão inicialmente processados e enviados para as estações respectivas. Os computadores das estações recebem estes dados e levam a cabo a conversão de coordenadas, utilizando esses dados como dados para orientar o sistema do CCTD para obter e seguir o alvo.

Após a detecção do alvo, os dados medidos são enviados para os computadores na estação e para o CCCM para serem processados. Estes dados processados são utilizados para o controlo da segurança do voo. Os resultados das computações são enviados para o Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang e para o Centro de Controlo de Satélites de Xi'an em tempo real através de linhas de transmissão de dados.

Em caso de falha durante as fases de voo do primeiro ou segundo estágio, o oficial de segurança tomará uma decisão tendo por base os critérios de segurança.

A injecção orbital da carga é detectada pelos navios de rastreio e enviada para o Centro de Controlo de Satélites de Xi'an. Os resultados são enviados para o CCCM de Xi Chang para processamento e monitorização.

Lançamento do BeiDou-2 IGSO-3 'Compass-I3'

Apesar de já previsto o seu lançamento em Abril de 2011 à vários meses, o lançamento do terceiro satélite IGSO da rede Compass foi oficialmente anunciado pela primeira vez a 8 de Abril pela agência de notícias Xinhua. Referindo que os preparativos decorriam ser qualquer problema, o lançamento acabou por ter lugar às 2047:04,570UTC do dia 10 de Abril de 2011. Doze segundos após abandonar a Plataforma de Lançamento LC3 do Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang, o foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A (Y19) iniciava uma manobra de arfagem colocando-se no azimute desejado para cumprir a sua missão, colocando o satélite numa órbita com uma inclinação de 55º. A T+2m 26,4s (2049:31,0UTC) ocorria o final da queima do primeiro estágio com a separação entre o primeiro e o segundo estágio a ter lugar a T+2m 27,9s (2049:32,5UTC), ocorrendo de imediato a ignição dos seus motores.

A separação das duas metades da carenagem de protecção tinha lugar a T+3m 56,9s (2051:01,5UTC) e o final da queima do segundo estágio iniciava-se com o fim da queima do motor principal a T+4m 18,3s (2051:22,9UTC) seguindo-se o final da queima dos motores vernier a T+4m 23,3s (2051:27,9UTC). A separação entre o segundo e o terceiro estágio ocorria 1s mais tarde (2051:28,9UTC).

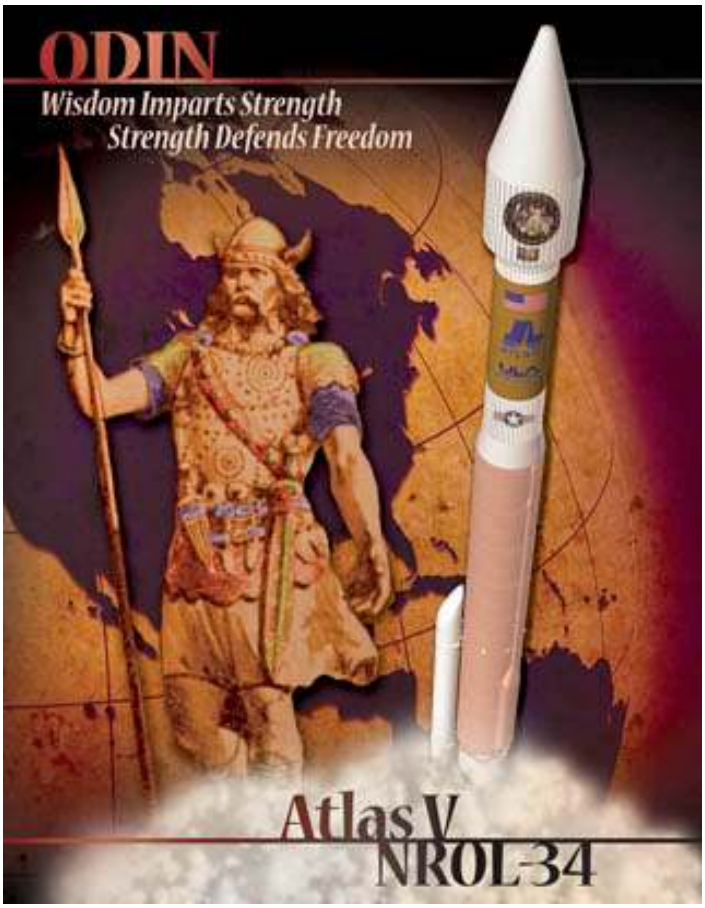
A primeira ignição do terceiro estágio inicia-se de imediato, terminando a T+5m 17,3s (2052:21,9UTC) e iniciando-se a fase de deriva que decorre entre T+5m 20,8s (2052:25,4UTC) e T+20m 52,5s (2107:57,1UTC), altura em que se inicia a segunda ignição do terceiro estágio.

A segunda ignição do terceiro estágio tem uma duração nominal de cerca de dois minutos terminando às 2109:59,0UTC (T+22m 54,4s). De seguida é levado a cabo um ajustamento de velocidade e a separação do satélite ocorria às 2111:39UTC.

ULA lança nova missão militar para os Estados Unidos

Uma série de lançamentos militares iniciada em Setembro de 2010 terminou a 15 de Abril com o lançamento da missão NROL-34 'Odin' por um foguetão Atlas-V/411. O lançamento teve lugar às 0424UTC a partir do Complexo de Lançamento SLC-3E da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia.

Como é usual no caso desta missão, não foi divulgado o tipo de carga transportada a bordo mas posteriores observações vieram a revelar tratar-se de dois satélites de vigilância oceanográfica NOSS.



O programa SB-WASS (NOSS)

O programa SB-WASS (*Space Based Wide Area Surveillance System*) é um programa militar secreto que utiliza grupos de três satélites (tripletos) ou dois satélites (dupletos) para executaram vigilância militar naval. Também denominado RANGER estes satélites fazem parte da segunda geração de satélites NOSS, com o primeiro grupo de veículos deste programa foi colocado em órbita a 8 de Junho de 1990[4]. O lançamento foi levado a cabo num azimute de 51º, mas uma manobra de alteração do plano orbital colocou o satélite numa órbita circular a 454 km de altitude e com uma inclinação de 61º. Uma manobra posterior levada a cabo a 19 de Junho de 1990 elevou a inclinação orbital para 63,4º e após esta manobra foram separados três subsatélites.

A identidade destas cargas colocadas em órbita não era muito clara inicialmente, com várias interpretações a serem discutidas, incluindo a possibilidade da haver uma relação com os subsatélites de vigilância electrónica libertados pelos KH-9.

Porém, é claro que estes dois tipos de lançamentos incluíram a colocação em órbita de conjuntos de tripletos de subsatélites que foram colocados em órbitas com uma inclinação de 63º que lhes permite manter uma formação estável em torno do planeta. Logo, estes subsatélites foram interpretados como sendo provavelmente relacionados com o programa NOSS. Cada um destes veículos deverá ter uma massa de várias centenas de quilogramas, consistente com a presença de um sensor de infravermelhos avançado para detecção tal como foi reconhecido existir no programa NOSS.

Um segundo tripleto foi lançado a 8 de Novembro de 1991[5]. Uma terceira tentativa de lançamento foi fracassada no dia 2 de Agosto de 1993 quando um foguetão Titan-403A (K-11 45F-9) explodiu pouco depois de ter sido lançado (1959UTC) desde o Complexo SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg. A constelação operacional foi completa com o lançamento de mais um tripleto de veículos a 12 de Maio de 1996[6]. Tanto a então *Martin Marietta* como a *Lockheed* foram as principais empresas contratadas para este programa.

Os primeiros satélites da terceira geração NOSS (obviamente pertencentes à classe SB-WASS) foram colocados em órbita a 8 de Setembro de 2001[7]. Foi com surpresa que se assistiu ao aparecimento de somente dois satélites em órbita resultantes deste lançamento o que levou a especulações relativas à possível não separação de um terceiro veículo. No entanto esta questão ficou resolvida com o lançamento levado a cabo a 2 de Dezembro de 2003 e que resultou igualmente na colocação em órbita de somente dois satélites o que indicava uma terceira geração de veículos.

Não deixa de ser curiosa que devido a uma razão desconhecida o *US Strategic Command* só lista a existência de um satélite quer para o lançamento levado a cabo a 8 de Setembro de 2001 quer para o lançamento levado a cabo pelo lançamento realizado a 2 de Dezembro de 2003. Porém, é catalogado para cada lançamento um objecto C denominado como "destroço" resultante de cada lançamento. Muito provavelmente o segundo satélite foi "erradamente" catalogado como destroço como forma de encobrir a natureza dos veículos. Os dois satélites podem ser rapidamente detectados voando em formação com o auxílio de binóculos.

Os satélites NOSS da terceira geração terão um peso combinado aproximado de 6500 kg e são produzidos pela *Lockheed Martin Astronautics*, em Denver.

Actualmente existem mais de 17 veículos de vigilância naval em operação. Cada grupo de três satélites voa em formações triangulares com uma separação de 55,6 km. Cada grupo de satélites envia dados relativos à localização e direcção de determinada embarcação que seja observada pelos seus sensores electrónicos e de interferometria. Uma base de dados global e em tempo real relativa às movimentações de cada embarcação é constantemente actualizada à medida que os dados de cada grupo de satélites são combinados com outros dados e com dados provenientes de sistemas de vigilância da USN e da Guarda Costeira dos Estados Unidos.

---

[4] Um foguetão Titan-405A (K-4 45H-4) foi lançado (0522UTC) da plataforma de lançamento LC41 do Cabo Canaveral e colocou em órbita os satélites USA-59 (20641 1990-050A), USA-60 (20682 1990-050B), USA-61 (20691 1990-050C), USA-62 (20692 1990-050D) e possivelmente um quinto objecto denominado TLD mas não catalogado independentemente.

[5] Um foguetão Titan-403A (K-8 45F-2) foi lançado (0707UTC) do complexo de lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita os satélites USA-72 (21775 1991-076A), USA-74 (21799 1991-076C), USA-76 (21808 1991-076D) e USA-77 (21809 1991-076E).

[6] Um foguetão Titan-403A (K-22 45F-11) foi lançado (2132:00UTC) do complexo de lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita os satélites USA-122 (23862 1996-029D), USA-119 (23893 1996-029A), USA-120 (223907 1996-029B), USA-121 (23908 1996-029C), USA-123 TIPS Ralph (23936 1996-29E), USA-124 TIPS Norton (23937 1996-029F) e possivelmente mais um objecto denominado TLD mas não catalogado independentemente.

[7] Um foguetão Atlas-2AS (AC-160) foi lançado (1525:05UTC) do complexo de lançamento SLC-3E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita o satélite USA-160 (26905 2001-040A) e USA-161 (26907 2001-040C).

A ULA

A 2 de Maio de 2005 a *Boeing Company* e a *Lockheed Martin Corporation* anunciaram a intenção de formar uma empresa conjunta denominada *United Launch Alliance* (ULA) que juntava assim duas das mais experientes e bem sucedidas companhias que suportaram a presença americana no espaço por 50 anos. Em conjunto os lançadores Atlas (*Lockheed Martin*) e Delta (*Boeing*) transportaram mais de 850 cargas para a órbita terrestre e não só, desde satélite meteorológicos, de telecomunicações, veículos militares, satélites científicos e sondas interplanetárias que alargaram o nosso conhecimento do Universo.

A ULA proporciona assim dois veículos capazes de proporcionar um acesso seguro, económico, fiável e eficiente ao espaço para as missões governamentais americanas, continuando assim uma tradição de apoio às iniciativas espaciais estratégicas norte-americanas com soluções de lançamento avançadas e robustas.

A equipa da ULA engloba mais de 3800 funcionários que trabalham em locais espalhados pelos Estados Unidos. A sede da empresa está situada em Denver, Colorado, com a maior parte das actividades de engenharia e administrativas consolidadas nas instalações da *Lockheed Martin Space Systems Company*. As operações de integração e montagem estão localizadas nas instalações de fabrico e montagem da Boeing em Decatur, Alabama. As estruturas mecânicas do Atlas-V, fabrico da ogiva de protecção, do sistema de adaptação e montagem são levadas a cabo em Harlingen, Texas.

As instalações de lançamento utilizadas pela ULA são o SLC-17 (Plataformas A e B), SLC-37 (foguetões Delta-2 e Delta-4, respectivamente) e o SLC-41 (Atlas) no Cabo Canaveral, e SLC-2W (Delta-2), SLC-6 (Delta-4) e o SLC-3E (Atlas-V) na Base Aérea de Vandenberg.

Breve história dos lançadores Atlas

O míssil balístico Atlas teve a sua origem requisição feita pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) em Outubro de 1945, que conduziu ao desenvolvimento durante a década de 50 dos mísseis Atlas, Navaho, Snark, Matador e Mace. Em 10 de Janeiro de 1946 foram submetidas duas propostas para a construção de mísseis com um alcance de 11.100 km, sendo uma das proposta a de um míssil alado e propulsionado a jacto e a outra proposta e de um míssil supersónico, de trajectória balística e propulsionado por foguetão. A proposta do míssil balístico incluía o aparecimento de novas tecnologias, tal como o desenho de uma estrutura de peso reduzido através do uso de tanques de combustível de parede única e incluídos numa única estrutura monocoque que seria mantida rígida através da pressão interna. A performance deste míssil era quase do tipo "*single-stage-to-orbit*" ao se dar a separação dos motores de ignição inicial durante a ascensão.

A 19 de Abril de 1946 a *Consolidated Vultee Aircraft Corporation* (*Convair*) foi incumbida de construir e testar dez mísseis MX-774 Hiroc de forma a verificar e validar as propostas do novo míssil. Os testes do MX-774 iniciaram-se em San Diego em 1947, mas em Junho desse ano a *Convair*, empresa que propusera as duas propostas iniciais à USAF era informada que havia perdido o concurso para o novo míssil, sendo os contratos atribuídos às empresas *Northrop* e *Martin* que deveriam desenvolver a tecnologia dos mísseis alados e subsónicos.

Os cortes no orçamento para a defesa dos Estados Unidos forçaram a USAF a terminar o contrato com a *Convair* em Julho de 1947, e isto a apenas três meses da data prevista para o primeiro voo. Porém, os fundos ainda disponíveis permitiram a realização de três testes do MX-774 no *White Sands Proving Ground* entre Julho e Dezembro de 1947. Posteriormente, a *Convair* prosseguiu estudos auto-financiados do projecto.

Porém, o início da Guerra da Coreia e o surgimento da Guerra Fria fizeram com que se desse um aumento nos fundos para a defesa e a *Convair* recebeu um novo contrato em Setembro de 1951 para desenvolver o MX-1593, por forma a iniciar o desenho de um míssil balístico incorporando as características já validadas pelo MX-774. Em 1953 a *General Dynamics*, uma nova divisão da *Convair*, apresenta à USAF um programa acelerado de desenvolvimento do novo míssil. O anúncio público do desenvolvimento do Atlas só surge a 16 de Dezembro de 1954.

Nos primeiros anos da década de 50 um problema que atrasava o desenvolvimento da tecnologia era a baixa fiabilidade dos motores de combustível líquido. Este problema conduziu posteriormente ao conceito de «um estágio e meio» no qual todos os motores entram em ignição antes da decolagem e os motores principais são separados numa determinada fase do voo, sendo este mantido por motores de sustentação. Este método permitia a verificação do bom funcionamento de todos os motores antes do veículo deixar a plataforma de lançamento.

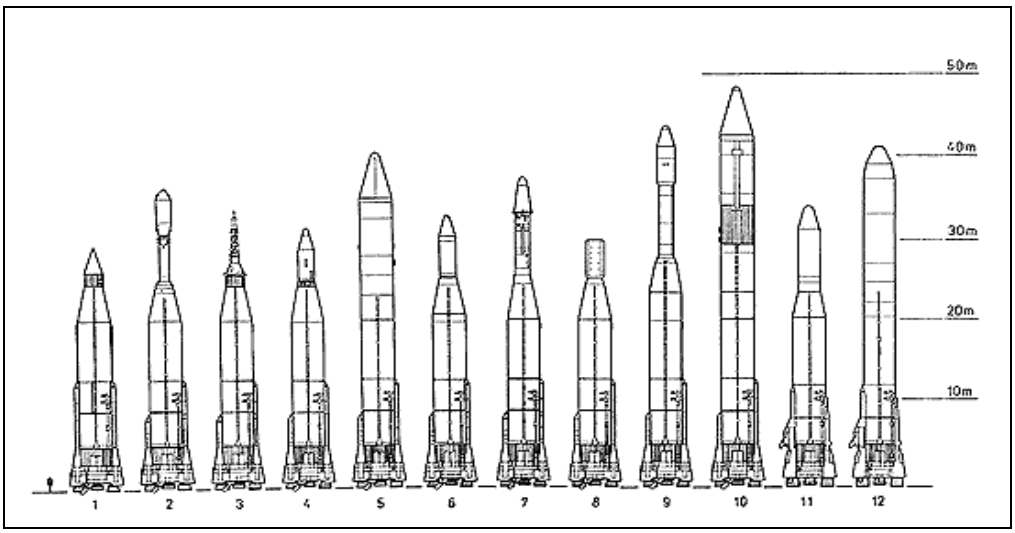
A ordem para o desenvolvimento em grande escala do Atlas surge em Janeiro de 1955, sendo designado WS107A-L (*Weapons System 107A-L*). Na *Convair* o projecto era designado Modelo-7, curiosamente o mesmo número que, na União Soviética, Korolev dava ao seu míssil. Em Setembro de 1955 o projecto de desenvolvimento do Atlas recebe a classificação de prioridade nacional quando os relatórios dos serviços secretos indicam que a União Soviética está adiantada no desenvolvimento da tecnologia dos mísseis balísticos intercontinentais. O projecto torna-se num dos programas mais complexos de desenvolvimento, produção e teste jamais levados a cabo nos Estados Unidos e em certa parte comparável ao Projecto Manhatan.

O primeiro teste do sistema de propulsão tem lugar a 21 Junho de 1956 na Base Aérea de Edwards e resulta num fracasso. Um novo teste realizado no dia seguinte, no qual o motor teve uma ignição de 4s, é coroado de sucesso. Os primeiros veículos de teste são terminados no final desse ano. O primeiro voo do Atlas-A (Atlas-A 4A) tem lugar a 11 de Junho de 1957 e o veículo é destruído devido a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. Um segundo teste (Atlas-A 6A) tem lugar a 25 de Setembro de 1957 e o veículo é novamente destruído, desta vez aos três minutos de voo devido novamente a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. O primeiro voo com sucesso do Atlas-A (Atlas-A 12A) ocorre a 17 de Dezembro de 1957 com o míssil a atingir o alvo localizado a 965 km.

O primeiro míssil operacional, o Atlas-D, constituiu a base do lançador das cápsulas tripuladas do Programa Mercury. Utilizando os estágios superiores Agena e Centaur, o Atlas tornou-se no lançador médio por excelência dos Estados Unidos sendo utilizado para lançar veículos para a órbita geossíncrona e sondas planetárias.

O quadro seguinte resume os veículos da família Atlas desenvolvidos desde os anos 50

Veículo Atlas	Características
MX-774	Estudo da *Consolidated-Vultee* para demonstrar a tecnologia que posteriormente seria utilizada no Atlas.
Atlas-A	Primeiro modelo de teste do míssil balístico intercontinental Atlas (Atlas ICBM).
Atlas-B	Primeiro versão completa do Atlas ICBM, possuindo motores separáveis e um único motor de sustentação.
Atlas-C	Última versão de desenvolvimento do Atlas ICBM. Nunca esteve operacional nem tão pouco foi utilizado como lançador espacial.
Atlas-D	Primeira versão operacional do Atlas ICBM e posteriormente utilizado no Programa Mercury.
Atlas-Vega	Projecto que consistia num lançador Atlas equipado com um estágio superior de combustível armazenável. Foi planeado pela NASA como lançador para sondas planetárias e de estudo do espaço profundo antes da disponibilidade do Atlas-Centaur. O desenvolvimento do veículo já era adiantado quando a NASA se apercebeu que a USAF e a CIA já possuíam um lançador virtualmente idêntico em desenvolvimento, o Atlas-Hustler (posteriormente Atlas-Agena) que seria utilizado para as missões Corona de reconhecimento fotográfico. O Atlas-Vega acabou então por ser cancelado.
Atlas-E	Versão inicial totalmente operacional do Atlas ICBM. Sendo utilizado entre 1960 e 1966, era distinto do Atlas-F no seu sistema de orientação. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-F	Última versão operacional do Atlas ICBM, sendo distinto do Atlas-E no seu sistema de orientação. Foi utilizado entre 1961 e 1966. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-Able	Veículo Atlas equipado com um segundo estágio baseado no lançador Vanguard.
Atlas LV-3A / Agena-A	Inicialmente o Agena era designado como Hustler. O veículo era baseado no motor de propulsão nuclear
Atlas LV-3A / Agena-B	Utilização de um estágio superior Agena melhorado.
Atlas LV-3B / Mercury	Utilizado no Projecto Mercury.



As diferentes versões do lançador Atlas ao longo da História: 1 – Atlas-B Score; 2 – Atlas-Able; 3 – Atlas LV-3 Mercury; 4 – Atlas LV-3 Agena; 5 – Atlas LV-3C Centaur; 6 – Atlas SLV-3 Agena-B; 7 – Atlas SLV-3 Agena-D; 8 – Atlas-E OV-1; 9 – Atlas SLV-3A Agena-D; 10 – Atlas SLV-3D Centaur D-1A; 11 – Atlas-E; 12 – Atlas Agena-D.

A família Atlas-V

A família de lançadores Atlas-V oferece diferentes versões do mesmo veículo que podem ser utilizadas para colocar em órbita todo o tipo de cargas. O Atlas-V foi desenvolvido de forma a satisfazer as necessidades da USAF ao abrigo do programa EELV (*Evolved Expendable Lauch Vehicle*) e da demanda internacional por parte da ILS (*International Launch Services*) para satisfazer os seus clientes comerciais e governamentais.

Tendo como base o denominado CCB (*Common Core Booter*), o Atlas-V divide-se em duas versões: o Atlas-V 400 e o Atlas-V 500. Estas versões podem ser facilmente distinguidas pela utilização da ogiva normal utilizada em anteriores Atlas e este será a versão 400. Por seu lado a versão 500 utiliza uma ogiva muito maior e com um diâmetro de 5,0 metros, sendo baseada na ogiva utilizada pelo lançador europeu Ariane-5. A versão Atlas-V 500 pode ainda incorporar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, aumentado assim a sua capacidade de carga útil.

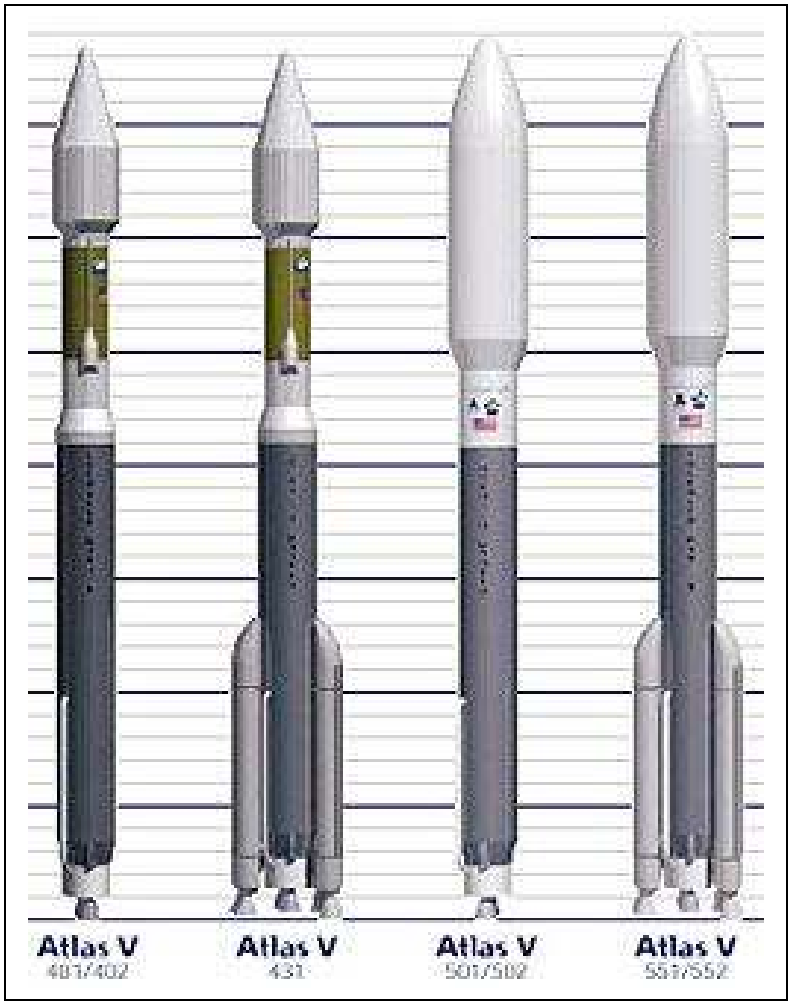
Tanto a versão 400 como a versão 500 utilizam como segundo estágio uma versão alongada do estágio Centaur (CIII). O CIII pode ser utilizado com somente um motor (*Single-Engine Centaur*) ou então com dois motores (*Dual- Engine Centaur*).

O Atlas-V pode ser lançado a partir do SLC-41 (*Space Launch Complex-41*) do *Cape Canaveral Air Force Station ou* então do SLC-3W (*Space Launch Complex-3W*) da *Vandenberg Air Force Base*.

De forma geral o Atlas-V é um lançador a dois estágios podendo ser auxiliado por um máximo de cinco propulsores sólidos acoplados ao primeiro estágio. Pode colocar 12.500 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou então 5000 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Durante o lançamento é capaz de desenvolver 875.000 kgf, tendo um peso de 546.700 kg. O seu comprimento total é de 58,3 metros e o seu diâmetro base atinge os 5,4 metros.

O primeiro estágio do Atlas-V, o CCB, tem um comprimento de 32,5 metros e um diâmetro de 3,8 metros, tendo um peso bruto de 306.914 kg e um peso sem combustível de 22.461 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.286 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 253 s. O CCB está equipado com um motor RD-180 de fabrico russo que consome oxigénio líquido (LOX) e querosene. O RD-180 tem duas câmaras de combustão, tendo um comprimento de 3,6 metros e um diâmetro de 3,0 metros, tendo um peso de 5.393 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.050 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 150 s.

O RD-180 é o único motor que tem a capacidade de aumentar e diminuir a sua potência durante o voo e que é utilizado em lançadores americanos (não tendo em conta o SSME utilizado nos vaivéns espaciais). Durante o primeiro voo do Atlas-3 (no qual o RD-180 também foi utilizado), o motor utilizou somente 74% do máximo de 423.286 kgf que pode desenvolver na fase inicial do lançamento e nos três minutos seguintes aumentou a potência até 92% do total, voltou a diminuir para 65% e a aumentar para 87%. Assim, a capacidade de aumentar e diminuir a potência do motor significa uma viagem mais suave tanto para o foguetão como para a carga que transporta, permitindo também uma utilização mais eficiente do combustível. O RD-150 foi certificado para a utilização no Atlas-V através de uma série intensiva de testes levados a cabo pela *NPO Energomash*, Khimky, e sob a direcção da *Lockheed Martin*.



Podendo usar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, pesando cada um 40.824 kg e tendo um comprimento de 17,7 metros e um diâmetro de 1,6 metros. Desenvolvidos pela *Aerojet*, cada propulsor desenvolve no lançamento uma força de 130.000 lgf, tendo um Ies de 275 s e um Ies-nm de 245 s e um Tq de 94 s.

O segundo estágio do Atlas-V, Centaur V1, tem um comprimento de 12,7 metros e um diâmetro de 3,1 metros, tendo um peso bruto de 22825 kg e um peso sem combustível de 2.026 kg. Desenvolve uma força de 10.115 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 894 s. O Centaur V1 está equipado com um motor RL-10A-4-2 fabricado pela *Pratt & Whitney*, consumindo LOX e LH2. O RL-10A-4-2 tem uma câmara de combustão, tendo um peso de 167 kg. No lançamento desenvolve uma força de 10.110 lgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 740 s.

A designação que é dada a cada versão do lançador é composta por uma numeração em três dígitos. O primeiro dígito indica o diâmetro da ogiva utilizada pelo lançador (em metros). Assim, por exemplo quando temo um veículo Atlas-V/400, significa que estamos na presença de uma ogiva com 4 metros de diâmetro. O segundo dígito indica o número de propulsores sólidos utilizados no lançador e pode variar entre 0 (zero) e 5 (de salientar que a versão Atlas-V/400 não usa propulsores laterais de combustível sólido e por isso só veremos este número na versão Atlas-V/500). Finalmente, o terceiro dígito indica o número de motores presentes no estágio Centaur e que pode variar entre 1 ou 2 motores.

O complexo de lançamento Space Launch Complex-41 (SLC-41)

A construção do SLC-41 foi iniciada em Abril de 1965 e terminada nesse mesmo ano. Foram necessários mais de 6,5 milhões de metros cúbicos de terra provenientes do Rio Banana, para se fazerem as fundações do complexo, composto por uma torre de serviço móvel MST (*Mobil Service Tower*) e por uma torre umbilical UT (*Umbilical Tower*) que faziam parte das instalações de lançamento dos foguetões Titan. A MST tinha uma altura de 80,7 metros e pesava mais de 2.268 t. Por seu lado a UT atingia os 53,3 metros de altura e pesava 907,2 t.

A USAF aceitou o complexo a 12 de Dezembro de 1965 e utilizou-o pela primeira vez no dia 21 de Dezembro de 1965 para lançar um foguetão Titan-IIIC[8]. Nos anos seguintes o complexo e a plataforma foram utilizados como ponto de partida para várias missões históricas como a Voyager-1, Voyager-2, Viking-1 e a Mars Pathfinder.

Em 1986 o complexo sofreu uma renovação para albergar o lançamento dos foguetões Titan-IV. O primeiro lançamento desta nova versão do Titan deu-se a 14 de Junho de 1989[9] e o último a 9 de Abril de 1999[10].

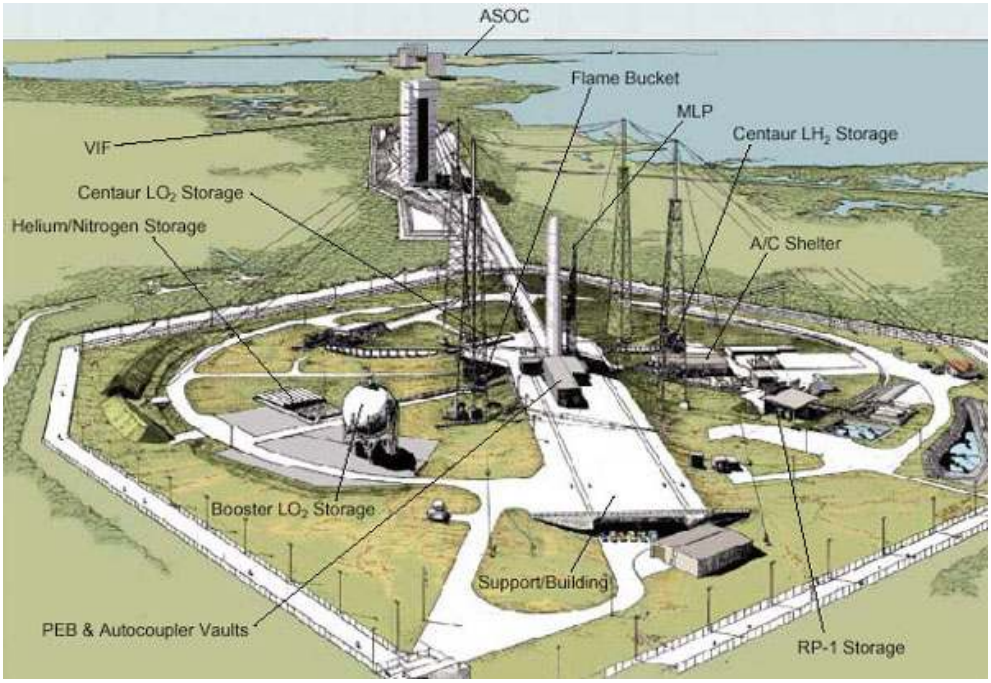
---

[8] Neste lançamento o foguetão Titan IIIC (3C-8) foi lançado às 1400:01UTC e colocou em órbita os satélites Transtage- 8 (01863 1965-108A); OV2-3 (01863 1965-108A); LES-3 (01941 1965-108D); LES-4 (01870 1965-108B) e Oscar-4 (01902 1965-108C). O OV2-3 permaneceu ligado ao Transtage-8.

[9] Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-1 / 45D-1) foi lançado às 1318UTC e colocou em órbita o satélite militar DSP-F14 (20066 1989-046A).

[10] Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-32 / 4B-27) foi lançado às 1701:00UTC e colocou em órbita o satélite militar USA-142 DSP-F19 (25669 1999-017A).

De forma a compreender a natureza do SLC-41 ajudará visualizando o tamanho do foguetão Titan-IV. Atingindo mais de 34 metros de altura, 10 metros de diâmetro, pesando mais de 861,8 t e gerando mais de 635 t de força no lançamento, o Titan-IV equipado com um estágio superior Centaur era capaz de colocar uma carga de 5,4 t numa órbita geossíncrona. Cargas ainda mais pesadas poderiam ser colocadas em órbitas mais baixas ou em órbitas polares.



A evolução da tecnologia levou a que o Titan-IV fosse considerado obsoleto, tendo a USAF contratado a *Lockheed Martin* para desenvolver um novo sistema de lançamento que é agora o Atlas-V. Os engenheiros da *Lockheed* foram encarregues de desenvolver não só o novo lançador, mas também as instalações de lançamento do novo veículo. Assim, o SLC-41 teve de sofrer uma transformação para albergar o seu novo vector de lançamento. A primeira fase da transformação do complexo passou pela remoção das velhas torres para que as novas torres pudessem ser construídas. A empresa *Olshan Demolishing Management* foi contratada par desmantelar e demolir o velho complexo. O plano inicial previa que as torres fossem desmontadas peça por peça, porém devido ao facto que o calendário dos trabalhos foi progressivamente atrasado devido às investigações relacionadas com acidentes com o Titan-IV, a *Olshan* optou por contratar a empresa *Dykon, Inc.*, para demolir as torres utilizando explosivos. Nesta fase colocava-se o receio das explosões danificarem de qualquer de uma maneira ou de outra o Complexo de Lançamento 39 utilizado pelos vaivéns espaciais, pois estas estruturas localizam-se muito perto do SLC-41.

Depois de serem asseguradas todas as medidas de segurança, a USAF deu luz verde para a demolição das torres que veio a acontecer a 14 de Outubro de 1999. Depois das torres serem abatidas, a *Olshan* iniciou um processo de reciclagem. Durou mais de oito semanas para cortar a torre em pedaços que pudessem ser manejáveis e posteriormente transportados para um edifício situado em Port Canaveral, onde foram recicladas.

Actualmente o SLC-41 é um dos mais sofisticados existentes no planeta e representa a maior alteração na filosofia da indústria de foguetões dos Estados Unidos nos últimos anos. O SLC-41 foi transformado na primeira "*clean pad*" a ser utilizada pelos americanos. Este conceito passa por montar o foguetão num edifício de montagem em vez de se montar o lançador por estágios na própria plataforma de lançamento como se fazia desde os primórdios do programa espacial americano. Sendo montado no edifício de montagem, o lançador é posteriormente transportado para a plataforma de lançamento algumas horas antes da ignição. A "*clean pad*" significa também que a utilização de grandes torres de serviço na plataforma de lançamento deixam de ser necessárias. Da mesma forma, o espaço de tempo gasto na preparação dos lançadores fica mais reduzido e deixam de existir problemas relacionados com as convencionais plataformas de lançamento que podem atrasar o início de uma missão por vários meses.

O centro nevrálgico do SLC-41 é o denominado *Atlas-V Spaceflight Operations Center* (ASOC), combinando num só lugar o que anteriormente estava espalhado por diversos locais. O edifício onde está localizado o ASOC era anteriormente utilizado para processar os propulsores laterais de combustível sólido utilizados pelo Titan-IV, sendo completamente reformulado e expandido pela *Lockheed*. Situado a 6,6 km da plataforma de lançamento, é neste edifício multiusos para onde o estágio Atlas-V e o estágio superior Centaur são transportados logo após a chagada ao Cabo Canaveral e vindos das oficinas em Denver, Colorado. Aí, os técnicos da *Lockheed* podem realizar vários testes nos estágios e depois armazená-los temporariamente até ser altura de serem transportados para o edifício de montagem para serem preparados para o lançamento. No interior do ASOC também está situado o centro de controlo de lançamento que alberga os técnicos oficiais da missão, as equipas de engenheiros da *Lockheed*, clientes e os técnicos que controlam a contagem decrescente.

O centro de controlo possui doze consolas de controlo no primeiro andar destinadas à equipa que dirige o lançamento. Entre estas consolas encontra-se a posição do Director de Lançamento, do Assistente do Director do Lançamento, as posições de controlo e monitorização dos propolentes do Atlas e do Centaur, a posição do controlo de voo e de sistemas eléctricos do lançador, a posição de controlo do software no solo, a posição de controlo das instalações eléctricas, posição de controlo ambiental, de segurança e do monitor que controla os limites de emergência que podem ser atingidos. Ainda no primeiro andar do edifício existem duas salas, situadas à direita da equipa que controla o lançamento, onde está localizada a rede de informática do computador principal e uma estação de controlo operacional por satélite.

No segundo andar do edifício existem três salas que albergam a equipa de engenheiros responsáveis pelo lançador, a equipa que controla a carga transportada e a equipa principal de directores do lançamento. É nesta sala que se toma a decisão final de lançar ou não lançar o Atlas-V. Ainda neste piso existem duas salas com lugares sentados e pontos de observação para engenheiros e clientes observarem o decorrer da contagem decrescente e do lançamento.

A parede frontal da sala do centro de controlo está equipada com vários relógios, mostradores da contagem regressiva, emblemas e um ecrã de vídeo que mostra várias imagens da plataforma de lançamento recolhidas de diferentes ângulos, além de vários gráficos de diferentes dados.

Sendo controlados a partir do ASOC, o Atlas-V é montado no interior do VIF (*Vertical Integration Facility*). Este edifício, que começou a ser construído em Janeiro de 1999, tem uma altura máxima de 90 metros e está localizado a 550 metros da plataforma de lançamento. No seu interior está situado um guindaste de 60 t com uma capacidade de levantar os diferentes segmentos do Atlas-V e colocá-los na plataforma móvel de lançamento. Após a verificação dos diferentes estágios no ASOC, estes são transportados na horizontal para o VIF. O CCB segue em primeiro lugar, seguido pela secção cilíndrica que compõe o inter-estágio e do estágio Centaur. A última peça deste lego é a secção "*boat-tail*". As missões futuras serão também aqui colocados os propulsores laterais de combustível sólido.

Após a montagem, o lançador passa por mais uma série de testes antes da carga a transportar ser entregue no VIF para montagem. O satélite é processado e abastecido do seu combustível de manobra num local separado do VIF e que tanto pode ser as instalações comerciais da *Astrotech* localizadas em Titusville, a 35 km de distância, ou então num edifício governamental caso se tratem de cargas militares ou da NASA. Após o processamento o satélite é colocado no interior de um contentor de segurança e protecção antes de deixar o e edifício de processamento e de iniciar a sua viagem até ao SLC-41. No SLC-41 é levantado até ao nível superior do estágio Centaur e colocado no seu topo. Segue-se um teste IST (*Integration Systems Test*) entre o foguetão lançador e a sua carga para confirmar uma boa ligação entre os dois e que ambos estão prontos para o lançamento. Segue-se o transporte até à plataforma de lançamento.

O VIF foi construído de forma a suportar ventos de furacão até uma velocidade de 225 km/h. Possui várias plataformas móveis que possibilitam o acesso às diferentes zonas do foguetão e está equipado com uma porta reforçada com uma largura de 12,5 metros e uma altura de 84 metros que se recolhe na vertical, permitindo o transporte dos vários estágios do Atlas-V para o interior do edifício e a posterior saída do lançador para a plataforma de lançamento. Na construção do VIF foram utilizados 200 camiões de cimento (que equivaleram a 1.376 m^3 de cimento) para a construção das suas fundações e 3.250 t de aço para a construção das suas paredes.

Lançamento	Data	Veículo	Missão	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Carga
2009-031	18-Jun-09	401	AV-020	Cabo Canaveral	SLC-41	LRO (35315 2009-031A) LCROSS (35316 2009-031B)
2009-047	8-Set-09	401	AV-018	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-207 'PAN' (35815 2009-047A)
2009-057	18-Out-09	401	AV-017	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-210 'DMSP-5D3-18' (35951 2009-057A)
2009-064	23-Nov-09	431	AV-024	Cabo Canaveral	SLC-41	Intelsat-14 (36097 2009-064A)
2010-005	11-Fev-10	401	AV-021	Cabo Canaveral	SLC-41	SDO (36395 2010-005A)
2010-015	22-Abr-10	501	AV-012	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-212 'X37B OTV-1' (36514 2010-015A)
2010-039	14-Ago-10	531	AV-019	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-214 'AEHF-1' (36868 2010-039A)
2010-046	21-Set-10	501	AV-025	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-215 'NROL-41' (37162 2010-046A)
2011-010	5-Mar-11	501	AV-026	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-226 'X-37B OTV-2 FLT-1' (37377 2011-010A)
2011-014	15-Abr-11	411	AV-027	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-229 'NROL-34 'Odin'' (37386 2011-014A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão Atlas-V. Tabela: Rui C. Barbosa.

Lançamento do USA-229 (NROL-34 'Odin')

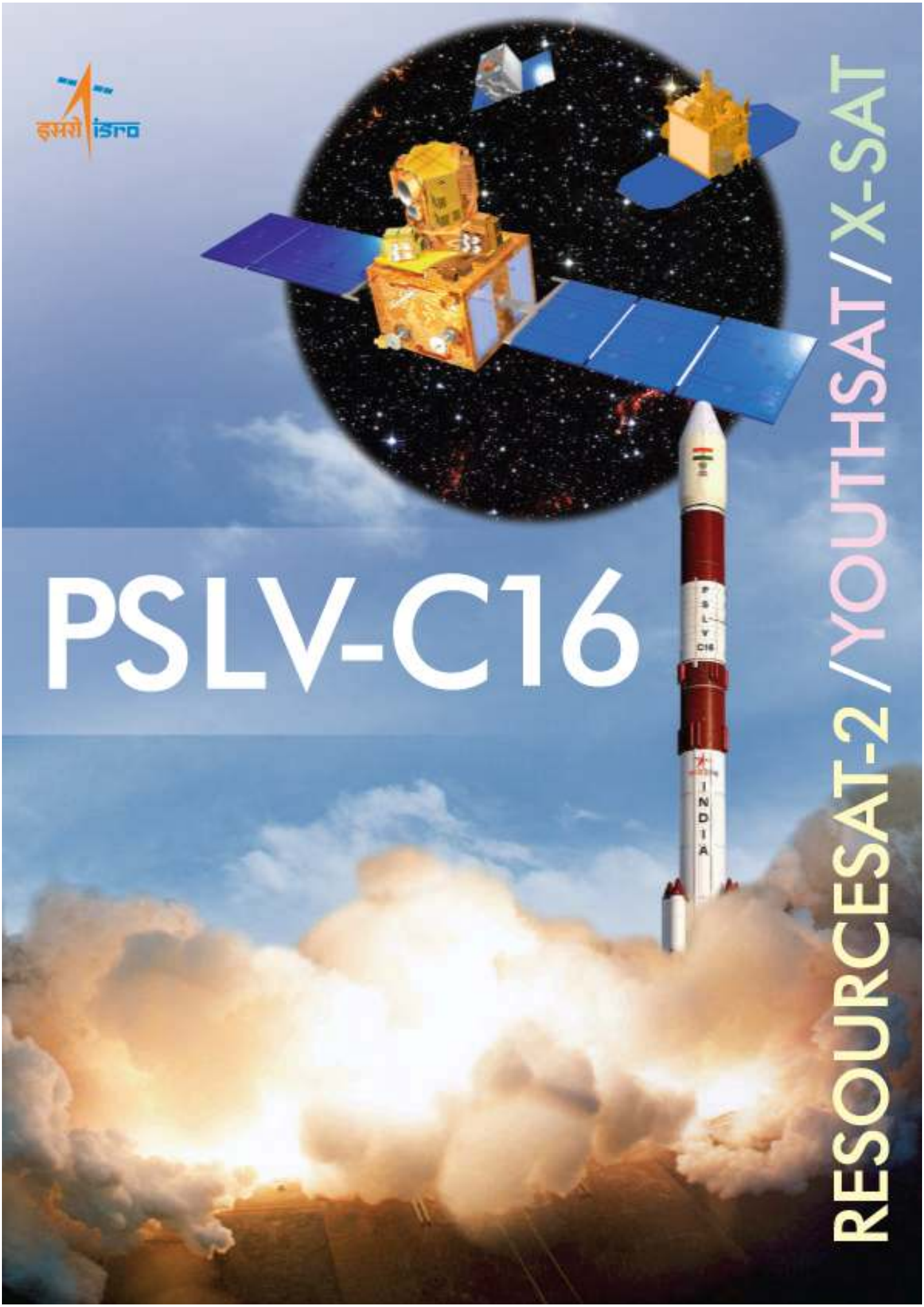
O lançamento da missão militar NROL-34 'Odin' foi o 607º lançamento de um foguetão Atlas desde o início do programa em 1957, sendo o 288º lançamento de um Atlas desde a Base Aérea de Vandenberg desde 1959. A missão foi a 37ª missão de um Atlas a utilizar o Complexo de Lançamento SLC-3 e o 25º lançamento de um Atlas-V desde 2002.

Os preparativos para o lançamento bem como a contagem decrescente decorreram sem qualquer problema e o lançamento teve lugar às 0424UTC do dia 15 de Abril de 2011. Pelas 0425UTC ocorria o fim da queima o único propulsor lateral de combustível sólido, separando-se às 0426UTC.

O final da queima do motor RD-180 do primeiro estágio ocorria às 0428UTC com o primeiro estágio a separar-se de seguida e com o motor RL20 do estágio Centaur a entrar em ignição de imediato. A separação das duas metades da carenagem de protecção ocorria às 0428UTC.

A partir desta altura cessaram as informações sobre o decorrer da missão. Posteriormente o NRO informava que a missão havia decorrido sem qualquer problema e que a carga secreta se encontrava na órbita prevista.

Imagens (nesta página e seguinte): **Pat Corkery** / ***United Launch Alliance***


इसरो isro
PSLV-C16
RESOURCESAT-2 / YOUTHSAT / X-SAT
INDIA

Índia lança ResourceSat-2

Após o desaire do GSLV em Dezembro de 2010 era imperativo que a próxima missão espacial indiano fosse bem sucedida. Apesar do registo de sucessos do foguetão PSLV, esta missão adquiriu um significado especial para a ISRO. Felizmente, tudo correu como previsto e a Índia voltou a colocar em órbita três satélites entre os quais o importante ResourSat-2.

Polar Satellite Launch Vehicle

O foguetão PSLV foi desenhado e desenvolvido pelo ISRO para colocar em órbita polar sincronizada com o Sol, satélites com um peso máximo de 1.000 kg da classe IRS. Segundo dados fornecidos pelo ISRO, desde o seu primeiro voo em Outubro de 1994 a capacidade do PSLV foi aumentada de 850 kg para os actuais 1.400 kg para uma órbita sincronizada com o Sol a 820 km de altitude. O lançador demonstrou também uma capacidade múltipla no lançamento de diferentes satélites.

O PSLV foi desenvolvido no Centro Espacial Vikram Sarabhai, Thiruvananthapuram. O sistema de inércia foi desenvolvido pela unidade IISU (*ISRO Inertial Systems Unit*), localizado também em Thiruvananthapuram. O Centro de Sistemas de Propulsão Líquida desenvolveu os estágios de propulsão líquida bem como os sistemas de controlo de reacção. O Centro Espacial Satish Dawan, SHAR, processa os motores de combustível sólido e leva a cabo as operações do lançamento.

A melhoria das capacidades do PSLV foi conseguida através de vários meios: aumento da capacidade de carga de propolente no primeiro, segundo e quarto; melhoria na performance do motor do terceiro estágio ao se optimizar o motor e a carga de combustível; e introdução de um adaptador de carga de material compósito carbónico. A sequência de ignição dos propulsores laterais foi também alterada. Anteriormente dois dos propulsores entravam em ignição na plataforma de lançamento e os restantes quatro entravam em ignição com o veículo á em voo. Esta sequência foi alterada, entrando em ignição no solo quatro propulsores e os restantes dois entram em ignição com o veículo já em voo.

O PSLV tem uma altura de 44,4 metros, um diâmetro base de 2,8 metros e um peso de 294.000 kg. O PSLV é um lançador a quatro estágios, sendo o segundo e o quarto estágios a combustível líquido e os restantes a combustível sólido. O PSLV é capaz de colocar 3.700 kg numa órbita terrestre baixa a 200 km de altitude com uma inclinação de 49,5º em relação ao equador terrestre ou então 800 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O primeiro estágio PS-1 é um dos maiores estágios a combustível sólido actualmente existente, transportando 138.000 kg de HTPB (*Hydroxyl Terminated Poly Butadiene*). Tem um peso bruto de 210.000 kg (138.000 kg referentes ao corpo central juntamente com 72000 kg referentes a seis propulsores laterais PSOM-XL com uma massa de 12.000 kg cada um) e desenvolve uma força de 495.590 kgf no lançamento, tendo um Ies de 269 s (Ies-nm de 237 s) e um Tq de 98 s (os propulsores laterais de combustível sólido tem um Tq de 49 s). O seu comprimento total é de 20,3 metros e o seu diâmetro é de 2,8 metros, com os propulsores laterais a terem um diâmetro de 1,0 metros e um comprimento de 12,4 metros. Em torno do primeiro estágio estão colocados seis propulsores de combustível sólido. Destes seis propulsores, quatro entram em ignição no momento T=0, aumentando a força inicial do primeiro estágio.

O segundo estágio PS-2 emprega o motor Vikas, desenvolvido pela Índia, e transporta 40.000 kg de UDMH e N_2O_4. Tem um comprimento de 11,9 metros, um diâmetro de 2,8 metros e é capaz de desenvolver 73.931 kgf no lançamento, tendo um Ies de 293 s e um Tq de 147 s. Este segundo estágio tem um peso bruto de 45.800 kg e um peso de 5.300 kg sem combustível.

O terceiro estágio PS-3 utiliza combustível sólido. Tem um comprimento de 3,6 metros e um diâmetro de 2,0 metros, sendo capaz de desenvolver 33.519 kgf no lançamento, tendo um Ies de 294 s e um Tq de 109 s. Tem um peso bruto de 8.400 kg, pesando 1.100 kg sem combustível. O compartimento do motor é fabricado à base de fibra de poliaramida.

O quarto estágio PS-4 utiliza dois motores de combustível líquido que consomem MMH (Mono Metil Hidrazina) e MON (*Mixed Oxides of Nitrogen*). Tem um comprimento de 2,9 metros e um diâmetro de 2,8 metros, atingindo uma envergadura de 2,0 metros e sendo capaz de desenvolver 1.428 kgf no lançamento (Ies de 308 s; Tq de 515 s). Tem um peso bruto de 2.920 kg, pesando 920 kg sem combustível.

A carenagem de protecção dos satélites tem um diâmetro base de 3,2 metros.

O primeiro lançamento do PSLV (PSLV-D1) teve lugar a 20 de Setembro de 1993 (0512UTC) e acabou num fracasso (1993-F03), falhando a colocação em órbita do satélite IRS-1E. A primeira missão com sucesso teve lugar a 15 de Outubro de 1994 (0505UTC) quando o foguetão PSLV-D2 colocou em órbita o satélite IRS-P2 (23323 1994-068A).

A ogiva de protecção da carga tem um diâmetro de 3,2 metros.

O PSLV utiliza um grande número de sistemas auxiliares para a separação dos estágios, separação da ogiva de protecção, etc. Estes sistemas estão divididos pelos diferentes estágios:

- 1º Estágio: sistema SITVC (*Secondary Injection Thrust Vector Control*) para controlo de translação, e motores de reacção para controlo da rotação;
- 2º Estágio: movimentação do motor para controlo de translação e motor de controlo da rotação;
- 3º Estágio: escape (tubeira) flexível para controlo de translação e sistema de controlo de reacção PS-4 para controlo da rotação;
- 4º Estágio: movimentação do motor para controlo de translação e sistema de controlo de reacção reactivável para controlo de atitude.

O sistema de navegação inercial localizado no compartimento de equipamento no topo do quarto estágio guia o lançador desde o seu lançamento até à injecção do satélite em órbita. O veículo possui instrumentação para monitorizar a sua performance durante o voo. O sistema de detecção fornece informação em tempo real sobre o desempenho do veículo permitindo uma segurança do voo e permite a determinação da órbita preliminar na qual o satélite é colocado.

A versão PSLV-CA (CA – *Core Alone*) é uma versão desenvolvida a partir da versão standard do lançador PSLV-C e é seleccionada tendo em conta o peso das cargas a ser colocadas em órbita. Esta versão tem uma massa de 230.000 kg no lançamento

A tabela seguinte mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão PSLV em todas as suas versões.

Lançamento	Veículo lançador	Modelo PSLV	Data de Lançamento	Hora	Plataforma Lançamento	Satélites
2005-017	C6	C	5-Mai-05	04:44:00	SLP	CartoSat-1 (28649 2005-017A) Hamsat 'VU-Sat' (28650 2005-017B)
2007-001	C7	C	10-Jan-07	03:53:00	FLP	CartoSat-2 (29709 2007-001A) SER-1 (29710 2007-001B) Lapan-Tubsat (29711 2007-001C) Pehuensat-1 (29712 2007-001D)
2007-013	C8	CA	23-Abr-07	10:00:00	SLP	Agile (31135 2007-013A) AAM (31136 2007-013B)
2008-002	C10	CA	21-Jan-08	03:45:00	FLP	Polaris 'TecSAR' (32476 2008-002A)
2008-021	C9	C	28-Abr-08	03:53:51	SLP	CartoSat-2A (32783 2008-021A) IMS-1 (32786 2008-021D) CanX-2 (32790 2008-021H) Cute-1.7+APD-2 (32785 2008-021C) DELFI-C3 (32789 2008-021G) AAUSat-2 (32788 2008-021F) COMPASS-1 (32787 2008-021E) Seeds-2 (32791 2008-021J) NSL-5 'CanX-6' (32784 2008-021B) Rubin-8-AIM (32792 2008-021K)
2008-052	C11	XL	22-Out-08	00:52:11	SLP	Chandrayaan-1 (33405 2008-052A); IMP
2009-019	C12	CA	20-Abr-09	01:15:00	SLP	RISAT-2 (34807 2009-019A) ANUSAT (34808 2009-019B)
2009-051	C14	CA	23-Set-09	06:21:00	FLP	Oceansat-2 (35931 2009-051A) BeeSat (35932 2009-051B) UWE-2 (35933 2009-051C) ITU-pSAT 1 (35964 2009-051D) SwissCube-1 (35935 2009-051E) Rubin-9.1 / Rubin-9.2 (35936 2009-051F)
2010-035	C15	CA	12-Jul-10	03:53:00	FLP	CartoSat-2B (36795 2010-035A) STUDSAT (36796 2010-035B) AISSat-1 (36797 2010-035C) AISat-2A (36798 2010-035D) TISat-1 (36799 2010-035E)
2011-015	C16	C	20-Abr-11	04:42:00	FLP	ResourceSat-2 (37387 2011-015A) YouthSat/IMS-1A (37388 2011-015B) X-Sat (37389 2011-015C)

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão PSLV nas suas diferentes versões. Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Centro Espacial Satish Dawan SHAR na Ilha de Sriharikota. Tabela: Rui C. Barbosa

A carga da missão PSLC-C16

A bordo do foguetão PSLV-C16 seguiam três satélites: o ResourSat-2, de fabrico indiano, o YouthSat, um projecto conjunto russo-indiano, e o X-Sat, o primeiro satélite de Singapura.

O ResourceSat-2 foi o 18º satélite de detecção remota construído pela ISRO. Este satélite é uma missão que segue o caminho da ResourceSat-1 colocada em órbita em 2003. O ResourceSat-2 tem como objectivo continuar os serviços de obtenção de dados de detecção remota para os utilizadores globais que eram fornecidos pelo ResourceSat-1 que já ultrapassou o seu tempo de vida útil em órbita. O novo satélite fornece dados com uma cobertura multiespectral melhorada e uma cobertura espacial alargada.

O ResourceSat-2 transporta três câmaras semelhantes às que foram transportadas no ResourceSat-1: o LISS-4 (*Linear Imaging Self Scanner-4*) que opera em três bandas espectrais na região do visível e do infravermelho próximo com uma resolução espacial de 5,8 metros e capaz de ser orientada até +/- 28º em relação à vertical, tendo uma cobertura de cinco dias; o LISS-3 de média resolução e operando em três bandas espectrais na região do visível e do infravermelho próximo e uma banda espectral na região do infravermelho de onda curta, com uma resolução espacial de 23,5 metros; e o sensor AWiFS (*Advanced Wide Field Sensor*) de resolução baixa a operar em três bandas espectrais na região do visível e do infravermelho próximo e uma banda na região do infravermelho de onda curta, com uma resolução espacial de 56 metros.

As alterações mais importantes no ResourceSat-2 em relação ao seu antecessor, são: melhoria da cobertura multiespectral do LISS-4 de 23 km para 70 km e melhoria na precisão radiométrica de 7 bits para 10 bits no LISS-3 e LISS-4, e de 10 bits para 12 bits para o AWIFS. Por outro lado, foram levadas a cabo outras alterações, tais como a miniaturização nos sistemas electrónicos da carga.

O ResourceSat-2 também transporta uma carga adicional denominada *Automatic Identification System* (AIS) construída pela COMDEV, Canadá. Esta é uma carga experimental para a vigilância de navios em banda VHF para permitir a derivação da sua posição, velocidade e outra informação. O satélite transporta também dois gravadores SSR (*Solid State Recorder*) com uma capacidade de 200 Gbytes cada um para armazenar as imagens obtidas pelas suas câmaras que podem assim ser posteriormente transmitidas para as estações no solo.

O satélite, com uma massa de 1.206 kg no lançamento é estabilizado nos seus três eixos espaciais utilizando giroscópios, torques magnéticos e motores de hidrazina. Está equipado com um painel solar que gera 1.250 W no final da sua vida útil. A energia é armazenada em duas baterias de Ni-Cd. O ResourceSat-2 deverá operar por cinco anos numa órbita polar sincronizada com o Sol.

O satélite YouthSat é um projecto que tem por objectivo levar a cabo estudos atmosféricos e estelares com a participação de estudantes de universidades em cursos de licenciatura e pós-graduação. Com uma massa de 92 kg no lançamento, o YouthSat irá investigar a relação entre a variabilidade solar e as alterações termo-ionosféricas. O satélite transporta três cargas, sendo duas indianas e uma russa. Juntas, são um conjunto de instrumentos único de instrumentos para a investigação da composição, energia e dinâmica da atmosfera superior do nosso planeta.

As cargas indianas são o RaBIT (*Rádio Beacon for Ionospheric Tomography*) e o LiVHySI (*Limb Viewing Hyper Spectral Imager*). O RaBIT é um farol de dupla frequência para mapear o conteúdo total de electrões da ionosfera. Por seu lado, o LiVHySI foi desenhado para levar a cabo medições do brilho da atmosfera entre os 100 km e os 1.100 km.

A experiência russa SOLRAD irá monitorizar os fluxos de raios X e gama solares, e auxiliar no estudo dos parâmetros do fluxo dos raios cósmicos solares e as condições da sua penetração na magnetosfera terrestre.

O YouthSat é estabilizado nos seus três eixos espaciais utilizando sensores solares e estelares, megnetómetro miniaturizado, giroscópios miniaturizados e torques magnéticos. A sua energia é fornecida por um painel solar que gera 230 W, sendo armazenada numa bateria de iões de lítio.

Com uma massa de 106 kg, o satélite X-Sat foi o terceiro passageiro a bordo do PSLV-C16. O X-Sat é o primeiro satélite de Singapura e está equipado com uma câmara IRIS. A sua missão tem como objectivo demonstrar as tecnologias relacionadas com a detecção remota por satélite e processamento de imagem a bordo.

A missão PSLC-C16

O lançamento do PSLV-C16 teve lugar às 0442UTC do dia 20 de Abril de 2011. Após a ignição do primeiro estágio e dos propulsores laterais de combustível sólido, o foguetão abandonou rapidamente a Plataforma de Lançamento FLP do Centro Espacial Satish dawan, SHAR, situado na Ilha de Sriharikota. A T+24,8s entravam em ignição dos restantes propulsores laterais de combustível sólido, com os propulsores iniciais a terminarem a sua queima às 0443UTC (T+1m 7,8s). A T+1m 29,8s terminava a queima dos restantes propulsores laterais e o lançador continuava o voo somente propulsionado pelo seu primeiro estágio que entretanto terminaria a sua ignição a T+1m 52,4s com o segundo estágio a entrar em ignição a T+1m 53,4s.

A separação da carenagem de protecção aconteceu a T+2m 34,6s. O segundo estágio terminou a sua função a T+4m 25s e o terceiro estágio entrava em ignição a T+4m 26,2s, terminando a T+8m 39,2s. O lançador entrava numa fase balística até T+8m 50s, altura em que ocorria a queima do quarto estágio. Esta última ignição terminaria a T+17m 22,8s.

A separação do ResourseSat-2 ocorreu às 0500UTC (T+17m 59,8s), enquanto que o YouthSat e o X-Sat se separavam às 0501UTC (T+18 44,8s).

O ISRO anunciava então o sucesso da missão com o três satélites a funcionarem satisfatoriamente em órbita. O ResourceSat-2 enviava as suas primeiras imagens a 28 de Abril.

KOUROU
VA201
arianespace
service & solutions
YAHSAT Y1A & INTELSAT NEW DAWN
esa
cnes

A primeira missão comercial da Arianespace em 2011

A primeira missão comercial da *Arianespace* em 2011 colocou em órbita dois satélites de comunicações, o YahSat-1A, para a empresa *Al Yah Satellite Communications Company*, e o Intelsat New Dawn, para a *Intelsat*. O lançamento teve lugar a 22 de Abril de 2011 e após uma espectacular abortagem registada a 30 de Março. Esta missão marca mais um passo para um ano extremamente importante para a empresa europeia que irá testemunhar o primeiro lançamento de um foguetão Soyuz-ST desde Kourou bem como o início das operações do lançador Veja.

Os satélites da missão VA201

O YahSat-1A e o Intelsat New Dawn foram os dois satélites a bordo da missão VA201. O Yahsat-1A é o primeiro satélite dos Emiratos Árabes Unidos a ser colocado em órbita pela Arianespace. Construído em conjunto pela *EADS Astrium* e pela *Thales Alenia Space*, o satélite irá fornecer serviços para clientes comerciais e governamentais no Médio Oriente, África, Europa e Sudoeste Asiático. O Yahsat-1A (imagem ao lado) será colocado a 52,5º de longitude Este na órbita geossíncrona e irá oferecer aos seus clientes soluções inovadoras de banda larga para Internet, dados comerciais e serviços de televisão de alta definição (HDTV). O satélite tem uma vida de serviço útil de 15 anos.

Baseado no modelo Eurostar E3000, no lançamento a massa total do Yahsat-1A era de 5.935 kg e as suas dimensões são 5,5 x 2,1 x 2,3 metros, tendo uma envergadura de 39,4 metros em órbita. O satélite está equipado com 25 repetidores de banda Ku e 14 repetidores de banda C. No final da sua vida útil os painéis solares serão capazes de produzir 14 kW de energia.

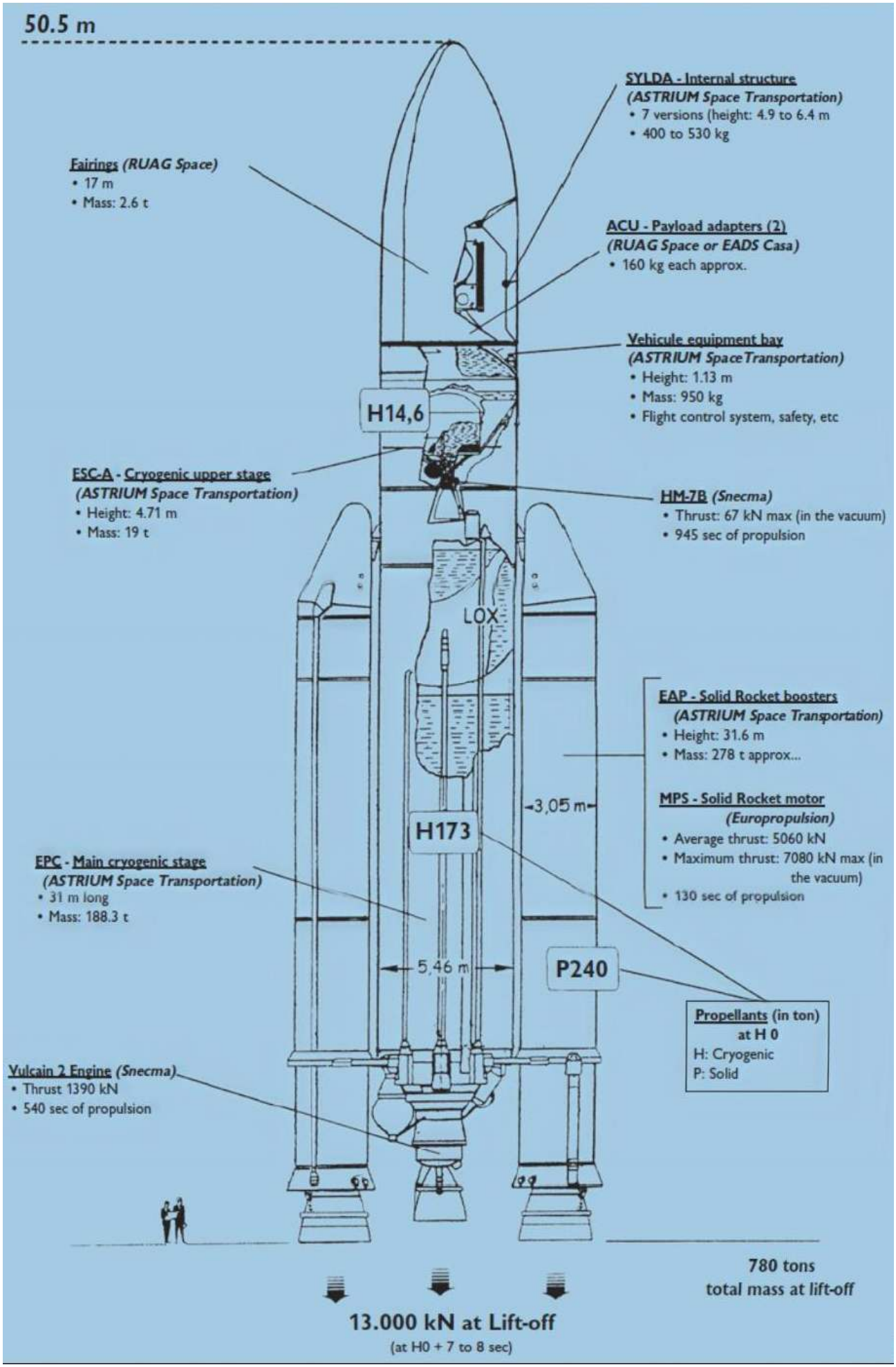
O satélite Intelsat New Dawn (em baixo) é o 52º satélite da Intelsat colocado em órbita pela Arianespace. O satélite irá fornecer serviços de telefonia, Internet, redes de media e de dados para o continente africano. Tendo uma massa total de 3.000 kg no lançamento, a sua massa sem combustível é de 1.283 kg. O Intelsat New Dawn foi construído pela *Orbital Sciences Corporation* e é baseado na plataforma Star-2, estando equipado com 24 repetidores de banda Ku e 28 repetidores de banda C. Colocado na órbita geossíncrona a 32,8º de longitude Este, o satélite deverá ter uma vida útil de 15 anos em órbita. No final da sua vida útil os seus paneis solares serão capazes de produzir 6,75 kW de energia. As dimensões do Intensal New Dawn são 4,9 x 2,5 x 3,1 metros, tendo uma envergadura de 25,6 metros.

O Ariane-5ECA

O super lançador europeu Ariane-5ECA é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. O Ariane-5ECA tem um peso bruto de 777.000 kg, podendo colocar 16.000 kg numa órbita a 405 km de altitude com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre ou então 10.500 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve 1.566.000 kgf. Tem um comprimento total de 59,0 metros e o seu diâmetro base é de 5,4 metros.

Os propulsores laterais de combustível sólido desenvolvem mais de 90% da força inicial no lançamento. Designados P241 (Ariane-5 EAP "*Etage Acceleration a Poudre*") cada propulsor tem um peso bruto de 278.330 kg, pesando 38.200 kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 kgf no vácuo. O Ies é de 275 s (Ies-nm de 250 s) e o Tq é de 130s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,6 metros e um diâmetro de 3,05 metros. Estão equipados com um motor P241 que consome combustível sólido constituído por uma mistura de 68% de perclorato de amónia (oxidante), 18% de alumínio (combustível) e 145 polibutadieno (substância aglutinante).

Cada propulsor é composto por três segmentos. O segmento inferior tem um comprimento de 11,1 metros e está abastecido com 106,7 t de propolente; o segmento central tem um comprimento de 10,17 metros e está abastecido 107,4 t de propolente, finalmente o segmento superior (ou frontal) tem um comprimento de 3,5 metros e está abastecido com 23,4 t de propolente. Sobre o segmento superior está localizada uma ogiva com um sistema de controlo. O processo de ignição é iniciado por meios pirotécnicos (assim que o motor criogénico Vulcain do primeiro estágio estabiliza a sua ignição) e o propolente sólido queima a uma velocidade radial na ordem dos 7,4 mm/s (a queima é realizada de dentro para fora). O controlo de voo é feito através da tubeira móvel do propulsor que é conduzida actuadores controlados hidraulicamente.


50.5 m
SYLDA - Internal structure
(ASTRIUM Space Transportation)
• 7 versions (height: 4.9 to 6.4 m
• 400 to 530 kg
Fairings (RUAG Space)
• 17 m
• Mass: 2.6 t
ACU - Payload adapters (2)
(RUAG Space or EADS Casa)
• 160 kg each approx.
Vehicule equipment bay
(ASTRIUM SpaceTransportation)
• Height: 1.13 m
• Mass: 950 kg
• Flight control system, safety, etc
H14,6
ESC-A - Cryogenic upper stage
(ASTRIUM Space Transportation)
• Height: 4.71 m
• Mass: 19 t
HM-7B (Snecma)
• Thrust: 67 kN max (in the vacuum)
• 945 sec of propulsion
LOX
EAP - Solid Rocket boosters
(ASTRIUM Space Transportation)
• Height: 31.6 m
• Mass: 278 t approx...
MPS - Solid Rocket motor
(Europropulsion)
• Average thrust: 5060 kN
• Maximum thrust: 7080 kN max (in the vacuum)
• 130 sec of propulsion
3,05 m
H173
EPC - Main cryogenic stage
(ASTRIUM Space Transportation)
• 31 m long
• Mass: 188.3 t
5,46 m
P240
Propellants (in ton)
at H 0
H: Cryogenic
P: Solid
Vulcain 2 Engine (Snecma)
• Thrust 1390 kN
• 540 sec of propulsion
780 tons
total mass at lift-off
13.000 kN at Lift-off
(at H0 + 7 to 8 sec)

O primeiro estágio do foguetão Ariane-5ECA, denominado H173 (EPC "*Etage Principal Cryotechnique*"), tem um comprimento de 30,5 metros e um diâmetro de 5,46 metros. Tem um peso bruto de 186.000 kg e um peso sem combustível de 12.700 kg. No lançamento desenvolve 113.600 kgf (vácuo), com um Ies de 434 s (Ies-nm de 335 s) e um Tq de 650 s. O seu motor criogénico Vulcain-2 (com um peso de 1.800 kg, diâmetro de 2,1 metros e comprimento de 3,5 metros) é capaz de desenvolver 132.563 kgf no vácuo, com um Ies 440 s e um Tq de 605 s. Tal como o Vulcain, utilizado no primeiro estágio do Ariane-5G, o Vulcain-2 consome LOX e LH_2. O Vulcain-2 é desenvolvido pela *Snecma*.

O H173 é capaz de transportar mais 15.200 kg de propolente devido a modificações feitas no tanque de oxigénio líquido. Na parte superior do H173 encontra-se a secção de equipamento VEB (*Vehicle Equipment Bay*) do Ariane-5ECA onde são transportados os sistemas eléctricos básicos, sistemas de orientação e telemetria, e o sistema de controlo de atitude. A secção de equipamento é desenvolvida pela *Astrium SAS* e tem uma altura de 1,13 metros e um peso de 950 kg.

Características do veículo L558

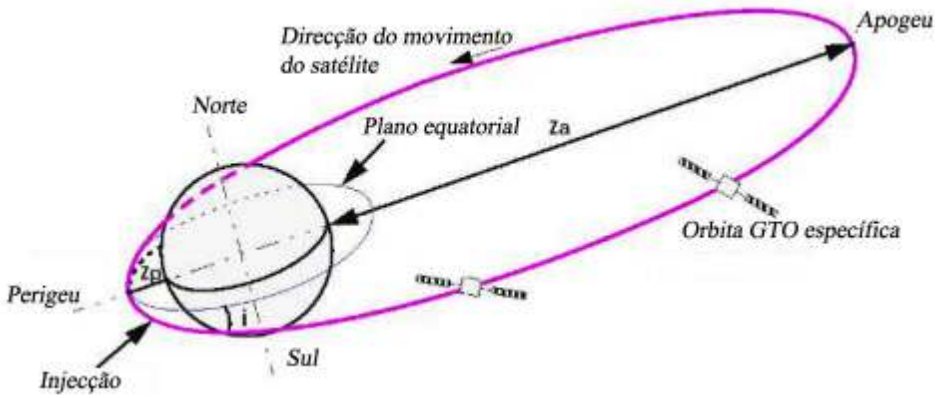
A missão VA201 foi o 57º lançamento do foguetão Ariane-5 e o 2º em 2011. Este foi o 2º Ariane-5ECA da fase de produção PB entregue pela Astrium ST à Arianespace. O contrato de produção PB foi assinado em Março de 2009 para garantir a continuidade dos serviços de lançamento após a finalização da fase de produção PA composta por 30 veículos. A fase PB é composta por 35 lançadores Ariane-5ECA e cobre o período de 2010 a 2016. Assim, o veículo L558 é o 32º lançador completo a ser entregue à *Arianespace*, integrado e verificado sob responsabilidade da *Astrium*.

Na sua configuração dupla e utilizando o sistema Sylda-5 "A" (Sylda-5 n.º 44-A) e uma carenagem longa (construída pela *RUAG Aerospace*) com uma altura total de 17 metros e um diâmetro de 5,4 metros, o satélite Yahsat-1A ocupou a posição superior colocado sobre um adaptador PAS 1194 VS (desenvolvido pela *RUAG Aerospace Sweden*) e o satélite Intelsat New Dawn a posição inferior colocado sobre um adaptador PAS 937S (desenvolvido pela EADS CASA). A carenagem estava protegida pelo novo produto FAP (*Fairing Acoustic Protection*), que é utilizado desde a missão V175 (veículo L534).

Lançamento	Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Satélites
2009-044	V190	L548	21-Ago-09	22:09:00	JCSat-12 (35755 2009-044A) Optus-D3 (35756 2009-044B)
2009-054	V191	L549	1-Out-09	21:59:00	Amazonas-2 (25942 2009-054A) GMS-2A 'SatcomBW-2A' (25943 2009-054B)
2009-058	V192	L550	29-Out-09	20:00:00	NSS-12 (36032 2009-058A) Thor-6 (36033 2009-058B)
2010-021	V194	L551	21-Mai-10	22:01:00	ASTRA-3B (36581 2010-021A) COMSATBw-2 (36582 2010-021B)
2010-032	V195	L552	26-Jun-10	21:41:00	COMS-1 (36744 2010-032A) Arabsat-5A (36745 2010-033B)
2010-037	V196	L554	4-Ago-10	20:59:00	Nilesat-201 (36830 2010-037A) Rascom-QAF 1R (36831 2010-037B)
2010-056	V197	L555	28-Out-10	21:51:00	Eutelsat-W3B (37206 2010-056A) BSAT-3b (37207 2010-056B)
2010-065	V198	L556	26-Nov-10	18:39:00	Hylas-1 (37237 2010-065A) Intelsat-17 (37238 2010-065B)
2010-070	V199	L557	29-Dez-10	21:27:00	Hispasat-1E (37264 2010-070A) Koreasat-6 (37265 2010-070B)
2011-012	VA201	L558	30-Mar-11		YahSat-1A (XXXXX 2011-012A) Intelsat New Dawn (XXXXX2011-011B)

A missão VA201

O principal objectivo da missão VA201 foi a colocação em órbita dos satélites de comunicações Yahsat-1A e Intelsat New Dawn. Os dois satélites deveriam ser colocados numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 35.786 km, perigeu a 250 km, inclinação orbital de 6,0º, argumento do perigeu de 178º e longitude do nodo de ascensão de -119,68º[11].



[11] Em relação a um eixo fixo (a H_0-3s) e passando através do complexo de lançamento ELA3. O H_o é a referência temporal básica (1 s antes da válvula de hidrogénio da câmara de combustão do motor Vulcain ser aberta). A ignição do Vulcain ocorre a H_0 + 2,7 s.

A massa do Yahsat-1A é de 5.956 kg enquanto que a massa do Intelsat New Dawn é de 3.000 kg. Tendo em conta os adaptadores, o MDF-C (sistema de absorção de choques na base do adaptador do Intelsat New Dawn) e a estrutura Sylda-5, a performance total requerida para esta missão era de 10.051 kg. Assim, o veículo L558 estabeleceu um novo recorde de performance para um lançamento para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Este aumento de performance pode ser explicado pela experiência adquirida em mais de 25 missões do Ariane-5ECA que ajudaram a baixar as margens iniciais de fábrica. Esta missão também demonstra a capacidade do lançador em termos de massa.

A 15 de Janeiro de 2008 é assinada uma carta de intenção entre a *Al Yah Satellite Communications Company*, uma subsidiária da *Mubadala Development Company*, e a *Arianespace* para o lançamento do satélite de comunicações YahSat-1A. O lançamento teria lugar na segunda metade de 2010. Entretanto, a 9 de Dezembro desse mesmo ano, a *Intelsat* anunciava uma parceria com um grupo de investidores sul-africanos liderados pela *Convergence Partners* para o financiamento e utilização de um satélite de comunicações com uma carga de optimizada para o fornecimento de serviços de Internet de banda larga, televisão de alta definição e outros serviços para o continente africano. A 14 de Abril de 2009 a Arianespace anunciava que havia sido seleccionada para o lançamento do satélite New Dawn em finais de 2010.

O lançamento do YahSat-1A era adiado para 2011 em Outubro de 2009 devido aos estragos registados no edifício de construção do satélite durante o terramoto registado em Itália em Abril desse ano.

Campanha para o lançamento

A 7 de Janeiro de 2011 chegavam à Guiana Francesa o estágio criogénico e as duas partes da carenagem de protecção do veículo L558. O transporte destes componentes foi feito pelo navio de carga MN Colibri. A bordo deste transporte também se encontravam quatro segmentos superiores de propulsores laterais de combustível sólido que seriam utilizados em missões posteriores. Após o MN Colibri ter chegado ao Porto de Pariacabo, os componentes do lançador foram transportados para o CSG Kourou.

A campanha para o lançamento da missão VA201 teve início a 1 de Fevereiro com a revisão das diferentes fases da campanha e com a colocação do estágio EPC sobre a plataforma móvel de lançamento. No dia seguinte dava-se a transferência dos propulsores laterais de combustível sólido para o edifício de integração e montagem do lançador LIB (*Launcher Integration Building*), e o seu posicionamento para posterior integração que ocorreria a 3 de Fevereiro.

A 8 de Fevereiro teve lugar a elevação do estágio criogénico ESC-A e da secção de equipamento VEB. Após uma verificação adicional dos sistemas o Ariane-5ECA seria transportado para o edifício de montagem final FAB (*Final Assembly Building*). Entretanto a 16 de Fevereiro chegava a Kourou o satélite de telecomunicações Yahsat-1A que seria transportado para o edifício S1B. Para este mesmo edifício seria transportado o satélite Intelsat New Dawn que chagava a Kourou a 1 de Março (imagem ao centro). As operações de abastecimento do Yahsat-1A decorreriam entre 7 e 11 de Março.

A 10 de Março o foguetão Ariane-5ECA (L558) era transportado desde o LIB para o FAB. As operações de abastecimento do satélite Intelsat New Dawn decorreram entre 14 e 16 de Março.

A 16 de Março o Yahsat-1A foi integrado no seu adaptador e transferido para o FAB no dia seguinte. A 17 de Março deu-se a sua integração da estrutura Sylda ao mesmo tempo que o satélite Intelsat New Dawn era integrado no seu adaptador. A integração da carenagem na estrutura Sylda ocorre a 18 de Março. Neste mesmo dia o Intelsat New Dawn é transferido para o BAF.

O Intelsat New Dawn foi integrado no lançador a 21 de Março e no dia seguinte ocorreram os preparativos finais do estágio ESC-A. O Conjunto Sylda / Yahsat-1A foi integrado no lançador neste dia. Os testes funcionais dois satélites tiveram lugar a 23 de Março seguindo-se um ensaio do lançamento a 24. O foguetão Areiane-5ECA foi armado para o lançamento a 25 de Março. A revisão dos preparativos para o lançamento ocorreu a 28 de Março, tendo lugar os preparativos finais do lançador. O transporte do foguetão desde o FAB para a zona de lançamento ELA3 teve lugar a 29 de Março com a contagem decrescente a ter início a 30 de Março.

O processo de integração do satélite Yahsat-1A. Após a sua preparação no FAB o satélite é elevado por meio de um guindaste e depois é posicionado sobre o adaptador Sylda que permite o lançamento de dois satélites pelo foguetão Ariane-5ECA. Imagens: *Arianespace*.

A contagem decrescente final inicia-se a H_0-7h 30m e inclui todas as operações de preparação do lançador, satélites e base de lançamento. A execução correcta de todas as operações leva à autorização da ignição do motor Vulcain seguindo-se a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido na hora de lançamento seleccionada, o mais cedo possível dentro da janela de lançamento para os satélites. A contagem decrescente termina com uma sequência sincronizada gerida pelos computadores do Ariane-5ECA e que se inicia a H_0-7 m. Em alguns casos, uma sequência pré-sincronizada pode ser necessária para optimizar o abastecimento do estágio criogénico principal. Se uma paragem na contagem decrescente coloca o tempo Ho fora da janela de lançamento, o lançamento é adiado para D+1 ou D+2, isto é um ou dois dias depois da data inicial de lançamento, dependendo do problema e da solução adoptada.

A janela de lançamento para a missão VA201 decorria entre as 2145UTC e as 2252UTC do dia 30 de Março, com uma duração de 67 minutos[12].

A T-7h 30m, no início da contagem decrescente final, procede-se á verificação dos sistemas eléctricos e aos procedimentos de preparação e configuração do EPC e do motor Vulcain para o condicionamento térmico e posterior abastecimento. Os preparativos finais da plataforma de lançamento decorrem a T-6h com o encerramento de portas, remoção das barreiras de segurança e configuração dos circuitos de fluidos em preparação do abastecimento do lançador. Nesta fase, o programa de voo é inserido nos computadores do Ariane-5ECA e procede-se ao teste das ligações de rádio entre o lançador e o centro de controlo. O alinhamento das unidades de orientação inercial decorre nesta fase dos preparativos para o lançamento. A evacuação do pessoal técnico da plataforma de lançamento ocorre a T-5h e inicia-se o abastecimento do EPC em quatro fases: primeiro, dá-se a pressurização dos tanques de abastecimento (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); segundo, procede-se ao condicionamento térmico das condutas de abastecimento para assim poderem lidar com as baixas temperaturas dos propolentes criogénicos (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); terceiro, dá-se o abastecimento dos tanques de propolente com hidrogénio líquido e com oxigénio líquido (o abastecimento tem uma duração de 2h); e finalmente quarto, mantém-se o abastecimento até ao início da sequência sincronizada.

A pressurização dos sistemas de controlo de atitude e de comando ocorre a T-5h. A T-4h inicia-se o abastecimento do estágio superior criogénico ESC-A, sendo também feito em quatro fases: pressurização dos tanques de abastecimento (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); condicionamento térmico durante 30 minutos das condutas de abastecimento para assim poderem lidar com as baixas temperaturas dos propolentes criogénicos; abastecimento dos tanques de propolente com hidrogénio líquido e com oxigénio líquido (o abastecimento tem uma duração de 1h); e finalmente mantém-se o abastecimento até ao início da sequência sincronizada.

O condicionamento térmico do motor Vulcain ocorre a T-3h. Os preparativos para o início da sequência sincronizada têm lugar a T-30m (2115UTC) e a sequência sincronizada iniciou-se às 2138UTC (T-7m)[13]. As operações da sequência sincronizada são controladas de forma

[12] Caso ocorresse um adiamento a 30 de Março a janela de lançamento para o dia 31 de Março decorria entre as 2139UTC e as 2252UTC; de dia 1 a 4 de Abril decorria entre as 2137UTC e as 2252UTC; para os dias 5 e 6 de Abril decorria entre as 2137UTC e as 2250UTC.

automática e exclusivamente pelo computador operacional de verificação e comando CCO (*Operational Checkout-Computer*) localizado no Complexo de Lançamento ELA3. Durante esta sequência, todos os elementos que estão envolvidos no lançamento são sincronizados pelo tempo de contagem decrescente distribuídos por todo o centro espacial. Durante a fase inicial, e até H_0-6s, o lançador é gradualmente transferido para a sua configuração de voo pelo computador CCO. Se a sequência sincronizada é suspensa, o lançador é transferido de forma automática para a sua configuração a H_0-7m. Na segunda fase da sequência (uma fase irreversível) que decorre entre H_0-6s até H_0-3,2s, a sequência sincronizada já não é dependente da contagem decrescente do centro espacial, operando de acordo com um relógio interno. A fase final é a ignição do lançador. A sequência de ignição é controlada exclusivamente pelo computador de bordo OBC (*On-Board Computer*). Os sistemas no solo executam um número de acções em paralelo com a sequência de ignição de bordo.

A H_0-6m 30s finaliza o abastecimento de hidrogénio líquido e de oxigénio líquido com os volumes de propolente ao nível necessário para a missão. Nesta altura são abertas as válvulas de inundação de segurança da plataforma de lançamento e são armadas as barreiras das condutas de segurança pirotécnicas. A esfera de hélio do estágio ESC-A é isolada a H_0-6m. A H_0-4m dá-se a pressurização dos tanques do estágio EPC, o isolamento dos tanques e início da purga da interface umbilical entre os sistemas do solo e o estágio EPC. Nesta altura é finalizado o abastecimento de oxigénio líquido ao estágio superior, fazendo-se a transição do oxigénio líquido para a pressão de voo. O final do abastecimento de hidrogénio líquido ao estágio superior dá-se a H_0-3m 40s e procede-se ao cálculo do tempo H_0, verificando-se que o segundo computador de bordo foi alterado para 'modo de observação'. A H_0-3m 10s o hidrogénio líquido do estágio superior criogénico encontra-se na pressão de voo. O valor do H_0 é inserido nos dois computadores de bordo a H_0-3m e é comparado com o valor a H_0 no solo.

O aquecimento eléctrico das baterias do EPC e da secção de equipamento do lançador dá-se a H_0-2m 30s ao mesmo tempo que se procede à desactivação do sistema de aquecimento eléctrico do sistema de ignição do motor Vulcain-2. A H_0-2m dá-se a abertura das membranas das válvulas do Vulcain-2 e a válvula do condicionamento térmico do motor é encerrada. A pré-deflexão da tubeira HM7B ocorre a H_0-1m 50s e o fornecimento de energia eléctrica ao lançador é transferido para a fonte a bordo do lançador a H_0 – 1m 5s. Nesta fase termina a pressurização dos tanques do estágio ESC-A a partir do solo e inicia-se a verificação da selagem das válvulas do estágio.

O início do sistema de controlo automático da sequência de ignição tem lugar a H_0-37s, ao mesmo tempo que são activados os gravadores de bordo e são armadas as linhas de segurança pirotécnicas. Segue-se a H_0-30s a verificação da purga do circuito umbilical entre o solo e o lançador e são abertas as válvulas do estágio EPC. Os sistemas de controlo de atitude do estágio EPC são activados a H_0-22s, dando-se nesta altura a autorização para a transferência para o controlo de bordo.

O sistema de correcção do efeito POGO é activado a H_0-16,5s e procede-se à ventilação da carenagem e da secção de equipamento do lançador. As válvulas do sistema de supressão de ondas de choque são abertas a H_0-12s.

A sequência irreversível inicia-se a H_0-6s com a activação e ignição do sistema AMEF para queimar o hidrogénio residual que se possa ter acumulado na plataforma de lançamento. São enviados os comandos para a retracção dos braços de abastecimento criogénico. O fusível de controlo de comunicação de informação é transferido para o lançador.

A sequência de ignição inicia-se a H_0-3s com a verificação do estado do computador, transferência dos sistema de orientação inercial para o modo de voo, monitorização das pressões do oxigénio e do hidrogénio líquido, e activação das funções de controlo de navegação, orientação e atitude. A deflexão da tubeira HM7B é verificada a H_0-2,5s e a H_0-1,4 é encerrada a válvula de purga do motor. A H_0-0,2s é verificada a recepção do sinal de 'retracção dos braços criogénico' enviado pelo computador de bordo.

Entre H_0 e a H_0+6,65s dá-se a ignição do motor Vulcain-2 e a verificação da sua operação correcta (o tempo a H_0+1s corresponde à abertura da válvula da câmara de hidrogénio). O final da verificação da operação motor principal ocorre a H_0+6,9s e a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido ocorrerá a H_0+7,05s.

Porém, foi nesta altura, e já depois da ignição do motor Vulcain, que foram detectados alguns problemas com o lançador, nomeadamente alguns actuadores impediam que a tubeira se pudesse mover durante a ignição. A anomalia foi detectada a T+6,6s quando a operação do motor era verificada de forma automática antes da ignição dos dois propulsores laterais de combustível sólido. Uma vez detectada a anomalia foi ordenada uma desactivação do motor com o lançador e as instalações de lançamento a serem colocadas em modo de segurança. Em sequência desta abortagem o veículo Ariane-5ECA seria transportado de volta para o edifício de montagem final onde o actuador seria substituído.

A 21 de Abril o foguetão era transportado de volta para a Plataforma de Lançamento ELA3 e o lançamento da missão VA201 teria lugar às 2137UTC do dia 22 de Abril após uma contagem decrescente sem problemas. O lançador a abandonava a plataforma de lançamento a T+7,31s e a T+12,69s iniciava-se a manobra de inclinação e a T+17,05s iniciava-se a manobra de rotação do lançador em torno do seu eixo longitudinal. Esta manobra terminava a T+32,05s. O foguetão Ariane-5ECA atingia a velocidade do som a T+49,04s. A separação dos dois propulsores laterais de combustível sólido dava-se a T+2m 21s (2139UTC). A separação das duas metades da carenagem de protecção ocorreu às 2140UTC (T+3m 11s).

[13] Numa contagem decrescente standard a sequência sincronizada inicia-se a T-7m, incorporando-se todas as operações finais do lançador até ao lançamento. No entanto, na missão V173, a sequência sincronizada teve início a T-12m para cumprir os parâmetros necessários para a missão.

A telemetria do lançador começava a ser recebida pela estação de Natal às 2145UTC (T+7m 51s) e a T+8m 53s (2147UTC) terminava a queima do estágio criogénico principal EPC, com a sua separação a ter lugar a T+8m 59s (2148UTC). A ignição do estágio criogénico superior ocorria às 2148UTC (T+9m 3s) e os dados telemétricos do lançador começavam a ser recebido pela estação da Ilha de Ascensão às 2150UTC (T+13m 31s), começando a ser recebidos na estação de Libreville às 2155UTC (T+18m 18s). Entretanto, o ponto de altitude mínima na trajectória (a 153,9 km) é atingido a T+14m 52s. A estação de Malindi começava a receber a telemetria do Ariane-5ECA às 2200UTC (T+23m 1s).

O final da queima do estágio superior ESC-A ocorria a T+25m 19s (2212UTC) com o lançador a entrar na fase balística. O procedimento para a separação do satélite Yahsat-1A iniciava-se a T+25m 31s (2203UTC) com a orientação do conjunto. O satélite separava-se às 2205UTC (T+27m 27s).

O conjunto lançador é agora formado pelo estágio ESC-A, pelo adaptador Sylda-5 e pelo satélite Intelsat New Dawn. Logo após a separação do Yahsat-1A iniciava-se o procedimento de orientação do conjunto em preparação da separação do adaptador Sylda-5 que ocorria a T+32m 27s (2208UTC). De seguida (T+33m 57s) iniciava-se a manobra de orientação para a separação do satélite Intelsat New Dawn que ocorria às 2210TC (T+35m 2s).

Com os dois satélites agora em órbita, era tempo de colocar o estágio ESC-A numa órbita segura e afastada dos satélites. A T+35m 15s o estágio era colocado sem rotação. O estágio era orientado para a manobra de separação a T+39m 32s e colocado com uma rotação de 45º/s a T+40m 12s. O tanque de oxigénio era colocado em modo passivo a T+41m 29s e o início do modo passivo para o ESC-A dava-se a T+41m 52s, sendo confirmado a T+46m 2s.

esa
ariane
©2011 ESA-CNES-ARIANESPACE / Optique Vidéo du CSG - S MARTIN

Lançamento do Progress M-10M

Um novo veículo de carga foi lançado para a estação espacial internacional a 27 de Abril de 2011, mantendo assim a operacionalidade do complexo. Estes lançamentos irão assumir um papel ainda mais importante com a retirada de serviço dos vaivéns espaciais norte-americanos em 2011, sendo também complementados pelos veículos de carga ATV europeus e HTV japoneses.

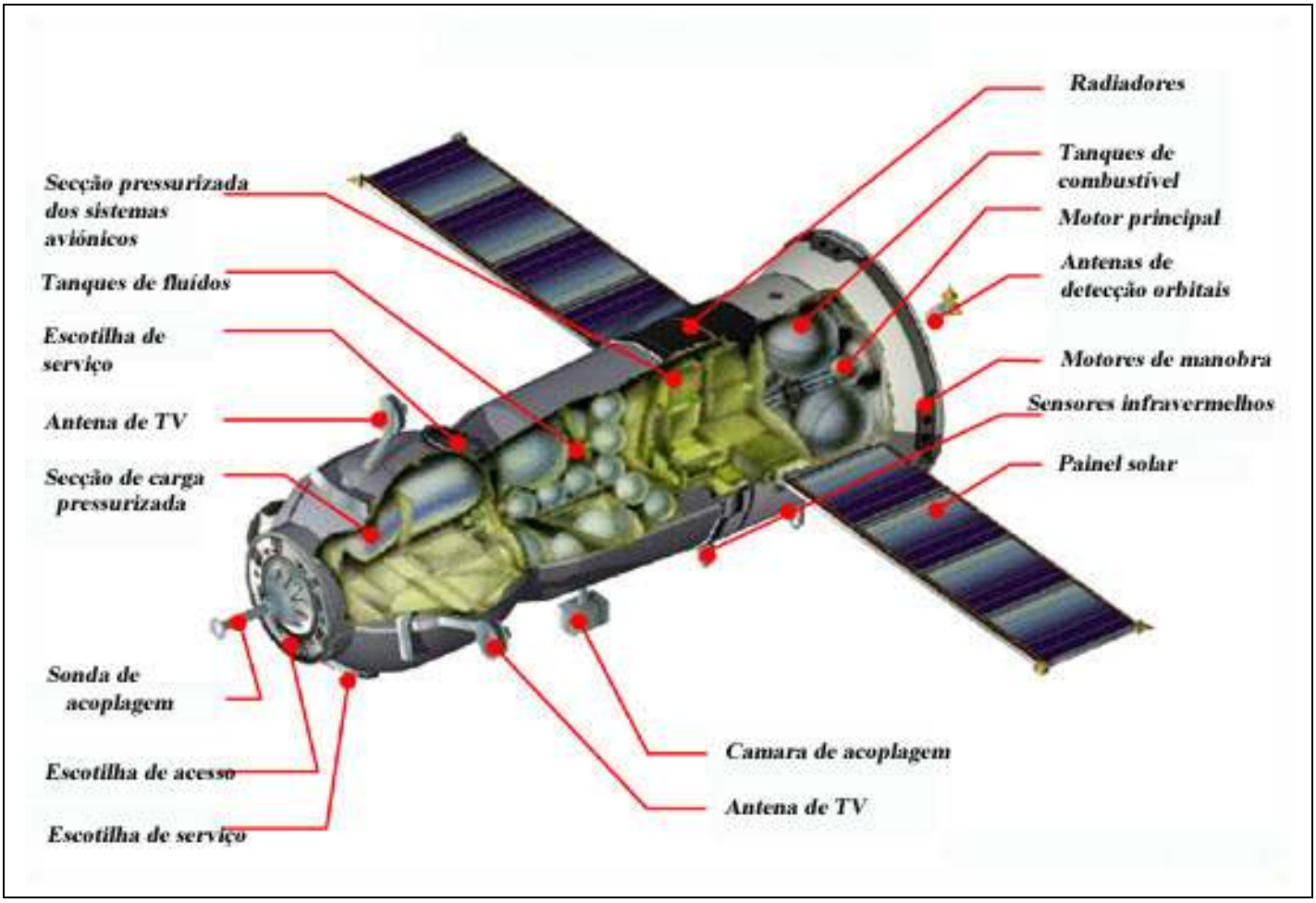
Tal como os voos anteriores, o voo do Progress M-10M (Прогресс М-10М) foi a continuação de um sucesso iniciado a 20 de Janeiro de 1978 com a colocação em órbita do Progress-1 (10603 1978-008A).

De novo a NASA decidiu designar um veículo pertencente a outra nação com uma designação que não corresponde á verdade. Sendo esta a missão ISS-42P, a NASA designa este cargueiro como Progress-42, referindo-se assim ao número sequencial no programa da estação espacial internacional. Porém, esta é uma designação que induz em erro muitos dos leitores.

Os cargueiros Progress M-M

Ao abandonar o seu programa lunar tripulado a União Soviética prosseguiu o seu programa espacial ao colocar sucessivamente em órbita terrestre uma série de estações espaciais tripuladas nas quais os cosmonautas soviéticos e posteriormente russos estabeleceram recordes de permanência no espaço. Começando inicialmente com estadias de curtas semanas e passando posteriormente para longos meses, os cosmonautas soviéticos eram abastecidos no início pelas tripulações que os visitavam em órbita, mas desde cedo, e começando com a Salyut-6, a União Soviética iniciou a utilização dos veículos espaciais de carga Progress. Os Progress representaram um grande avanço nas longas permanências em órbita, pois permitiam transportar para as estações espaciais víveres, instrumentação, água, combustível, etc. Os cargueiros são também utilizados para elevar as órbitas das estações, para descartar o lixo produzido a bordo dos postos orbitais e para a realização de diversas experiências científicas.

Ao longo de 30 anos foram colocados em órbitas dezenas de veículos deste tipo que são baseados no mesmo modelo das cápsulas tripuladas Soyuz e que têm vindo a sofrer alterações e melhorias desde então.



A versão carga da Soyuz

O cargueiro 11F615A60 (7K-TGM) n.º 410 foi o 133º cargueiro russo a ser colocado em órbita, dos quais 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 68 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1), 11 do tipo Progress M1 e 10 do tipo Progress M-M. Os Progress 1 a 12 serviram a estação orbital Salyut-6; os Progress 13 a 24 e o Cosmos 1669 serviram a estação orbital Salyut-7; os Progress 25 a 42, Progress M a M-43 e Progress M1-1, M1-2 e M1-5 serviram a estação orbital Mir. O cargueiro Progress M-SO1 também foi utilizado para transportar carga para a ISS ao mesmo tempo que servia para adicionar o módulo Pirs.

O veículo Progress M-M (11F615A60) é uma versão modificada do modelo 7K-TGM Progress (11F615A55), com um novo computador TsVM-101 no lugar do velho computador Árgon-16 e com um novo sistema compacto digital de telemetria MBITS no lugar do velho sistema de telemetria analógico. Estas alterações permitem um sistema de controlo mais rápido e eficiente, ao mesmo tempo que permitem uma redução de 75 kg na massa total do sistema de aviónicos. A estrutura do novo sistema de controlo, a arquitectura do software utilizado e das suas capacidades, bom como a sua natureza modular, permite um ajustamento mais fácil a novos sensores.

Tal como os outros tipos de cargueiros, o Progress M-M é constituído por três módulos:

- Módulo de Carga – GO "*Gruzovoi Otsek*" (com um comprimento de 3,0 metros, um diâmetro de 2,3 metros e um peso de 2.520 kg) com um sistema de acoplagem e está equipado com duas antenas tipo Kurs;
- Módulo de Reabastecimento – OKD "*Otsek Komponentov Dozapravki"* (com um comprimento de 2,2 metros, um diâmetro de 2,2 metros e um peso de 1.980 kg) destinado ao transporte de combustível para as estações espaciais;
- Módulo de Serviço PAO "*Priborno-Agregatniy Otsek*" (com um comprimento de 2,3 metros, um diâmetro de 2,1 metros e um peso de 2.950 kg) que contém os motores do veículo tanto para propulsão como para manobras orbitais. O seu aspecto exterior é muito semelhante ao dos veículos tripulados da série 17K-STM Soyuz TM (11F732).

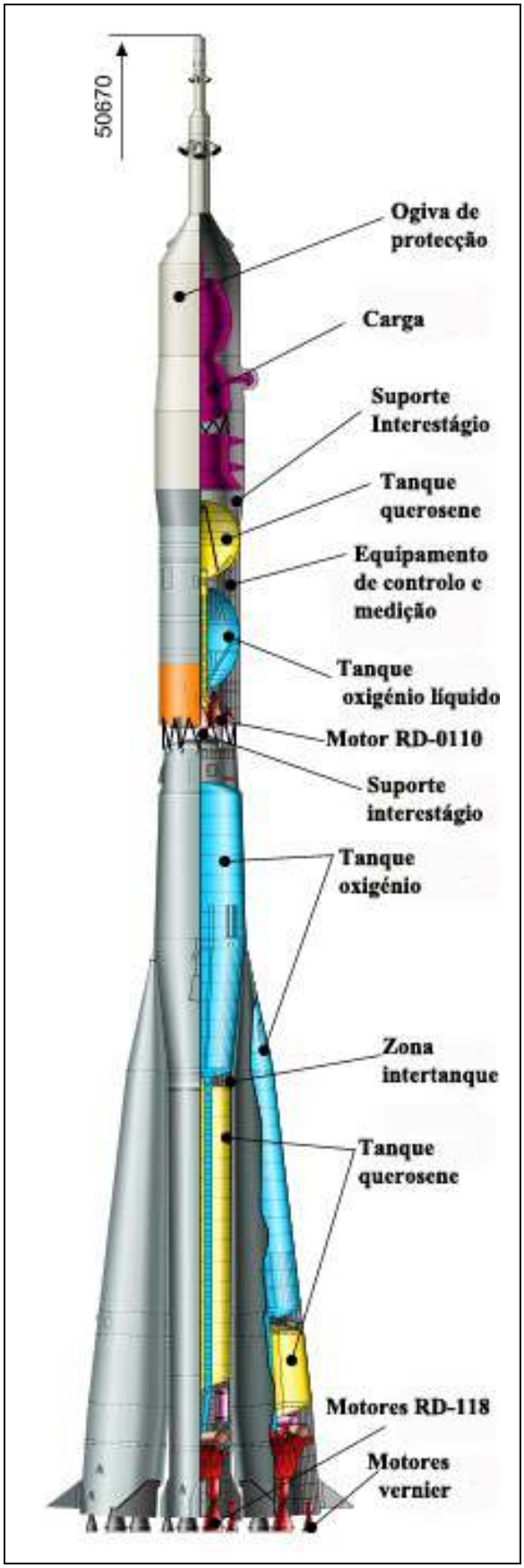
Está previsto que os lançamentos dos veículos de carga russos sejam no futuro levados a cabo pelos foguetões 14A14-A Soyuz-2-1A em vez dos foguetões 11A511U Soyuz-U, com os dois lançadores a serem utilizados em simultâneo durante um período de tempo. Prevê-se também que os lançamentos dos veículos tripulados Soyuz TMA e Soyuz TMA-M serão lavados a cabo pelo foguetão 14A14-A Soyuz-2-1A e mais tarde os lançamentos dos veículos de carga serão levados a cabo pelos foguetões 14A14-1B Soyuz-2-1B.

Esta alteração acontece devido ao facto que, tal como aconteceu com os foguetões 8K82K Proton-K, os sistemas de controlo analógicos utilizados nos foguetões 11A511U Soyuz-U e 11A511U-FG Soyuz-FG são fabricados na Ucrânia. Como a agência espacial russa Roscosmos e o Ministério da Defesa Russo não querem depender de um fabricante estrangeiro, torna-se necessário proceder a esta alteração nos lançadores pois os novos sistemas de controlo e telemetria são fabricados na Rússia.

A seguinte tabela indica os últimos dez veículos de carga colocados em órbita e o plano de lançamentos destes veículos até 2013:

Progress	Nº de Série	NORAD	Designação Internacional	Lançamento	Acoplagem	Separação	Reentrada
M-01M (31P)	401	33443	2008-060A	26-Nov-08	30-Nov-08	6-Fev-09	8-Fev-09
M-66 (32P)	366	33593	2009-006A	10-Fev-09	13-Fev-09	6-Mai-09	18-Mai-09
M-02M (33P)	402	34905	2009-024A	7-Mai-09	12-Mai-09	30-Jun-09	13-Jul-09
M-67 (34P)	367	35641	2009-040A	24-Jul-09	29-Jul-09	21-Set-09	27-Set-09
M-03M (35P)	403	35948	2009-056A	15-Out-09	18-Out-09	22-Abr-10	27-Abr-10
M-04M (36P)	404	36361	2010-003A	3-Fev-10	5-Fev-10	10-Mai-10	1-Jul-10
M-05M (37P)	405	36521	2010-018A	28-Abr-10	1-Mai-10	25-Out-10	*15-Nov-10*
M-06M (38P)	406	36748	2010-033A	30-Jun-10	4-Jul-10	31-Ago-10	6-Set-10
M-07M (39P)	407	37156	2010-044A	10-Set-10	12-Set-10	20-Fev-11	20-Fev-11
M-08M (40P)	408	37196	2010-055A	27-Out-10	30-Out-10	24-Jan-11	24-Jan-11
M-09M (41P)	409	37359	2011-004A	28-Jan-11	31-Jan-11	22-Abr-11	26-Abr-11
M-10M (42P)	410			27-Abr-11	29-Abr-11	*25-Out-11*	
M-11M (43P)	*411*			*21-Jun-11*	*23-Jun-11*	*29-Ago-11*	
M-12M (44P)	*412*			*30-Ago-11*	*1-Set-11*	*5-Mar-12*	
M-13M (45P)	*413*			*26-Out-11*	*28-Out-11*	*26-Fev-12*	
M-14M (46P)	*414*			*27-Fev-12*	*29-Fev-12*	*1-Mai-12*	
M-15M (47P)	*415*			*14-Mai-12*	*16-Mai-12*		

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos dos veículos de carga russos. Todos os lançamentos são levados a cabo desde o Cosmódromo de Baikonur por foguetões 11A511U Soyuz-U e tiveram como destino a estação espacial internacional ISS. Em itálico encontram-se as datas previstas para os acontecimentos indicados. Tabela: Rui C. Barbosa.



O foguetão 11A511U Soyuz-U

O foguetão 11A511U Soyuz-U é a versão do lançador 11A511 Soyuz, mais utilizada pela Rússia para colocar em órbita os mais variados tipos de satélites. Pertencente à família do R-7, o Soyuz-U também tem as designações SS-6 Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos), A-2 (Designação Sheldom).

O Soyuz-U é fabricado pelo Centro Espacial Estatal Progress de Produção e Pesquisa em Foguetões (*TsSKB Progress*) em Samara, sobre contrato com a agência espacial russa.

O foguetão 11A511U Soyuz-U com o cargueiro Progress M tem um peso de 313.000 kg no lançamento, pesando aproximadamente 297.000 kg sem a sua carga. Sem combustível o veículo atinge os 26.500 kg (contando com a ogiva de protecção da carga). O foguetão tem uma altura máxima de 36,5 metros (sem o módulo orbital). É capaz de colocar uma carga de 6.855 kg numa órbita média a 220 km de altitude e com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 410.464 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 297.400 kg. O seu comprimento atinge os 51,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O módulo orbital (onde está localizada a carga a transportar) pode ter uma altura entre os 7,31 metros e os 10,14 metros dependendo da carga. O diâmetro máximo da sua secção cilíndrica varia entre os 2,7 metros e os 3,3 metros (dependendo da carga a transportar). O foguetão possui um sistema de controlo analógico e tem uma precisão na inserção orbital de 10 km em respeito à altitude, 6 segundos em respeito ao período orbital e de 2' no que diz respeito ao ângulo de inclinação orbital. É um veículo de três estágios, sendo o primeiro estágio constituído por quatro propulsores laterais a combustível líquido designados Blok B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso de 43.400 kg, pesando 3800 kg sem combustível. O seu comprimento máximo é de 19,8 metros e a sua envergadura é de 3,82 metros. O tanque de propolente (querosene e oxigénio) tem um diâmetro de 2,68 metros. Cada propulsor tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio).

Cada propulsor tem um motor RD-117 e o tempo de queima é de cerca de 118 s. O RD-117 desenvolve 101.130 kgf no vácuo durante 118 s. O seu Ies é de 314 s e o Ies-nm é de 257 s, sendo o Tq de 118 s. Cada motor tem um peso de 1.200 kg, um diâmetro de 1,4 metros e um comprimento de 2,9 metros. Têm quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão no interior de 58,50 bar. Este motor foi desenhado por Valentin Glushko.

O Blok A constitui o corpo principal do lançador e é o segundo estágio, estando equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 99500 kg, este estágio pesa 6.550 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99.700 kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 280s. Como propolentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Blok A tem um comprimento de 27,1 metros e um diâmetro de 2,95 metros. O diâmetro máximo dos tanques de propolente é de 2,66 metros.

Este estágio tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio). O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko nos anos 60. É capaz de desenvolver uma força de 101.632 kgf no vácuo, tendo um Ies de 315 s e um Ies-nm de 248 s. O seu tempo de queima é de 286 s. O peso do motor é de 1.400 kg, tendo um diâmetro de 1,4 metros, um comprimento de 2,9 metros. As suas quatro câmaras de combustão desenvolvem uma pressão de 51,00 bar.

O terceiro e último estágio do lançador é o Blok I equipado com um motor RD-0110. Tem um peso bruto de 25.300 kg e sem combustível pesa 2.710 kg. É capaz de desenvolver 30.400 kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 230 s. Tem um comprimento de 6,7 metros (podendo atingir os 9,4 metros dependendo da carga a transportar) e um diâmetro de 2,66 metros (com uma envergadura de 2,95 metros), utilizando como propolentes o LOX e o querosene. O motor RD-0110, também designado RD-461, foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 68,20 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.380 kgf, tendo um Ies de 326 s e um tempo de queima de 250 s. Tem um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 1,6 metros.

A tabela seguinte indica os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo com o foguetão 11A511U Soyuz-U.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2009-060	10-Nov-09	14:22:04.057	Б15000-121	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-MIM2 (36086 2009-060A)
2009-063	20-Nov-09	10:43:59.840	76043811	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2455 (36095 2009-063A)
2010-003	3-Fev-10	03:45:29.171	Ю15000-117	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-04M (36361 2010-003A)
2010-014	16-Abr-10	15:00:00.216	169	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2462 (36511 2010-014A)
2010-018	28-Abr-10	17:15:08.987	Б15000-118	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-05M (36521 2010-018A)
2010-033	30-Jun-10	15:35:13.875	Б15000-119	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-06M (36748 2010-033A)
2010-044	10-Set-10	10:22:56.829	Б15000-122	Baikonur	LC31 PU-6	Progress M-07M (37156 2010-044A)
2010-055	27-Out-10	15:11:49.852	И15000-123	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-08M (37196 2010-055A)
2011-004	28-Jan-11	01:31:38.952	И15000-126	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-09M (37359 2011-004A)
2011-017	27-Abri-11	13:05:21.049	Ю15000-116	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-10M (37396 2011-017A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 11A511U Soyuz-U sem qualquer estágio superior (Fregat ou Ikar). Este lançador continua a ser o vector mais utilizado pela Rússia. Tabela: Rui C. Barbosa.

A carga a bordo do Progress M-10M

A bordo do Progress M-10M foram transportados 2.645 kg de carga para uma massa total de 7.290 kg.

A bordo do sistema de reabastecimento seguiam 627 kg de propolente, enquanto que a bordo dos tanques do sistema de propulsão seguiam 250 kg de propolente.

A bordo dos contentores de abastecimento de gás (SrPK) seguiam 51 kg de oxigénio. Os tanques de abastecimento de água Rodnik transportavam 420 kg de água.

No total o compartimento de carga transportava 1.297 kg de equipamentos. Em relação à carga para os sistemas da ISS ela estava assim distribuída: sistema de fornecimento de gases SOGS – 24 kg; sistema de fornecimento de água SVO – 20 kg; sistema de controlo térmico SOTR – 14 kg; equipamento de controlo SUBA – 12 kg; itens de reparação e manutenção STOR – 10 kg; itens higiénicos e sanitários (SSGO) – 118 kg; itens de protecção individual – 62 kg; contentores de alimentos e produtos frescos – 192 kg; itens de higiene pessoal e equipamento médico – 94 kg; material para o módulo Zarya – 54 kg; equipamentos científicos – 141 kg; itens para a tripulação russa – 88 kg; parcelas para a tripulação, documentação de bordo, equipamento de vídeo e de fotografia – 22 kg; equipamento para a secção norte-americana – 444 kg.

Lançamento do Progress M-10M

Os preparativos para o lançamento foram iniciados a 16 de Fevereiro de 2011 com a chegada à estação de caminho-de-ferro de Tyura Tam de um comboio com o veículo de carga 11Ф615A60 n.º 410. Depois das necessárias verificações alfandegárias, o comboio foi transferido para a rede de caminho-de-ferro do Cosmódromo de Baikonur e transportado para as instalações do edifício de integração e montagem da Área 254 onde seria preparado para o lançamento.

O lançamento foi por alguns dias adiado para 29 de Abril devido ao adiamento do lançamento do vaivém espacial OV-105 Endeavour. Porém, quando a missão STS-134 sofreu um novo adiamento, o lançamento do Progress M-10M foi colocado na sua data original.

Em finais do mês de Março o veículo era colocado na câmara hiperbárica na qual se procedeu à verificação da existência de fugas e de seguida foi preparado para o seu abastecimento com os propolentes e os gases de pressurização necessários para as suas manobras orbitais.

A 15 de Abril a Comissão Estatal levou a cabo uma reunião no final da qual deu luz verde para o abastecimento do sistema de propulsão do veículo de carga. O abastecimento teve lugar nos dias 18 e 19, seguindo-se as operações de processamento finais. A 21 de Abril o veículo 11Ф615A60 n.º 410 era acoplado ao compartimento de transferência. Este compartimento é um bloco cilíndrico que permite a união entre a carga a ser colocada em órbita e o último estágio do foguetão lançador, neste caso o Blok-I. No dia seguinte era levada a cabo uma inspecção por parte dos especialistas da Corporação RKK Energiya 'Sergey Korolev' e depois o veículo de carga era colocado no interior da carenagem de protecção, constituindo assim o Módulo Orbital. Este conjunto seria transportado para o edifício de integração e montagem do lançador na Área 112 no dia 22 de Abril e as operações de integração seriam levadas a cabo a 23 de Abril. O transporte do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U (Ю15000-116) com o veículo de carga 11Ф615A60 n.º 410 para a Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 'Gagarinskiy Start' (17P32-5) teria lugar a 26 de Abril, iniciando-se de seguida dois dias de operações de preparação final para o lançamento.

Com os preparativos finais e a contagem decrescente a decorrerem sem problemas, o lançamento do veículo de carga 11Ф615A60 n.º 410 teria lugar às 1305:21,049UTC do dia 27 de Abril. O final da queima e separação dos propulsores laterais ocorria a T+1m 58,78s (1307:19,83UTC), com o motor do Blok-A a continuar em ignição. Os propulsores laterais acabariam por cair nas Áreas de Impacto n.º 16 e 67 localizadas na região de Karaganda, Cazaquistão. A separação da carenagem de protecção ocorreu a T+2m 41,46s (1308:02,51UTC) acabando por cair na Área de Impacto n.º 69 localizada na região de Karaganda. O final da queima do Blok-A ocorreu a T+4m 45,05s (1310:06,10UTC) com a separação entre o Blok-A e o Blok-I a ter lugar a T+4m 47,30s (1310:08,35UTC). O Block-A cairia na Área de Impacto n.º 306 / 307 localizada na região de Cazaquistão Este e na República de Altai, Federação Russa. A T+4m 57,05s (1310:18,10UTC) ocorria a separação da grelha que faz a ligação física entre os dois estágios. Esta grelha acabaria por cair na Área de Impacto n.º 309 localizada na região de Cazaquistão Este e na República de Altai, Federação Russa. O final da queima do Blok-I tinha lugar a T+8m 45,88s (1314:06,93UTC) e a separação entre o Blok-I (11S517A2 Ю15000-083) e o veículo 11Ф615A60 n.º 410 ocorria às 1314:10,23UTC (T+8m 49,18s), recebendo então a designação de Progress M-10M.

O Progress M-10M ficava colocado numa órbita inicial com um apogeu a 245 km de altitude, perigeu a 193 km de altitude, inclinação orbital de 51,66º e período orbital de 88,59 minutos. Nesta altura os parâmetros orbitais da ISS eram de apogeu a 364,8 km de altitude, perigeu a 345,1 km de altitude, inclinação orbital de 51,66º e período orbital de 91,41 minutos.

O Progress M-10M iniciava então uma perseguição à estação espacial internacional, realizando uma série de manobras orbitais para aproximar a sua órbita à órbita da ISS. A primeira manobra teve lugar durante a 3ª órbita às 1641:55UTC com os motores do veículo a serem accionados durante 48,6 s e a proporcionarem um impulso de 19,13 m/s. Após esta manobra o veículo ficou colocado numa órbita com um apogeu a 270,2 km de altitude, perigeu a 214,7 km de altitude, inclinação orbital de 51,65º e período orbital de 89,23 minutos. A segunda manobra orbital foi levada a cabo na 4ª órbita às 1739:51UTC com os motores do veículo a serem accionados durante 10,02 s e a proporcionarem um impulso de 3,62 m/s. Após esta manobra o Progress M-10M ficou colocado numa órbita com um apogeu a 280,2 km de altitude, perigeu a 220,2 km de altitude, inclinação orbital de 51,62º e período orbital de 89,35 minutos.

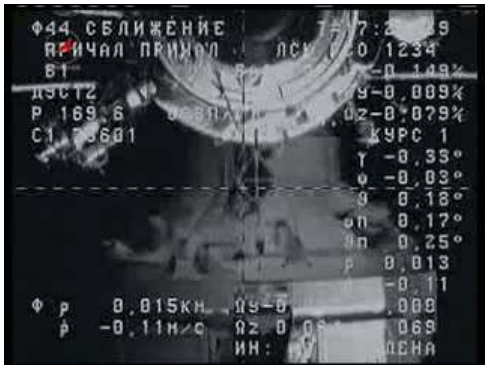
A 3ª manobra orbital teve lugar no dia 28 de Abril às 1406:55UTC, efectuando-se na 17ª órbita. Desta vez os motores do veículo foram accionados durante 29,3 s e proporcionaram um impulso de 2,00 m/s. Após esta manobra o veículo de carga ficou colocado numa órbita com um apogeu a 278,9 km de altitude, perigeu a 226,1 km de altitude, inclinação orbital de 51,66º e período orbital de 89,40 minutos.

O início da sequência automática de aproximação teve lugar às 1208:40UTC do dia 29 de Abril. O primeiro impulso da quarta manobra orbital teve lugar às 1230:13UTC com a velocidade do veículo a ser alterada em 22,029 m/s. O segundo impulso ocorrido às 1252:24UTC alterou a velocidade em 1,284 m/s. A activação do sistema Kurs (Kurs-A) no Progress M-10M teve lugar às 1255:00UTC e a activação do sistema Kurs (Kurs-P) no módulo Zvezda ocorreu às 1257:00UTC. O terceiro impulso, mas referente à manobra orbital n.º 5, ocorreu às 1315:25UTC com a velocidade do Progress M-10M a ser alterada em 23,837 m/s. O teste de curta distância (15 km) entre o Kurs-A e o Kurs-P ocorreu às 1341:20UTC.

A activação do transmissor do Zvezda para a ligação TORU ocorreu às 1347:00UTC e a activação do sistema de televisão do Progress M-10M ocorreu às 1348:20UTC quando o veículo estava a 8 km da ISS. O sistema de recepção do Progress M-10M para o sistema TORU foi activado às 1355:40UTC. Este sistema permite que o veículo seja comandado a partir da ISS caso surja algum problema na aproximação e acoplagem automática. O quarto impulso dos motores do veículo ocorreu às 1356:07UTC (alterando a velocidade em 6,538 m/s).

A ligação do sistema TORU foi testada às 1358:20UTC. O quinto e o sexto impulso ocorreram às 1400:34UTC e às 1403:06UTC, respectivamente, alterando a velocidade em 5,221 m/s e 2,308 m/s. Pelas 1406:12UTC o Progress M-10M iniciava uma translação ao longo da ISS, ficando estacionário em relação à estação espacial às 1413:00UTC.

A aproximação final iniciava-se às 1418:00UTC e a acoplagem com o porto Nadir do módulo Pirs teve lugar às 1428:44UTC.



Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo entre nos meses de Março e Abril de 2011. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados foram fornecidos pelo *Space Track*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
04 Mar.	1009:43	2011-F01	-	Glory	Taurus-XL (Taurus-3110) 'Hong'	Vandenberg AFB, SLC-8	528
				KySat-1			
				Hermes			
				Explorer-1 Prime			
05 Mar.	2246	2011-010A	37375	USA-226 (X-37B OTV-2 FLT-1)	Atlas-V/501 (AV-026)	Cabo Canaveral AFB, SLC-41	4.990
Parâmetros orbitais não disponíveis							
11 Mar.	2338	2011-011A	37377	USA-227 (NRO L-27 'Gryphon')	Delta-IV Medium+(4,2) (D353)	Cabo Canaveral AFB, SLC-37B	
Parâmetros orbitais não disponíveis							
04 Abr.	2218:20	2011-012A	37382	Soyuz TMA-21 'Yuri Gagarin'	11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-036)	Baikonur, LC1 PU-5	7.220
(346 / 343 / 51,65 / 91,43) – Permanece acoplada à ISS							
10 Abr.	2047:05	2011-013A	37384	BeiDou-2 IGSO-3 'Compass-I3'	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y19)	Xi Chang, LC3	
(35875 / 35695 / 55,32 / 1436,02)							
15 Abr.	0424	2011-014A	37386	USA-229 (NRO L-34 'Odin')	Atlas-V/411 'Frigga' (AV-027)	Vandenberg AFB, SLC-3E	
Parâmetros orbitais não disponíveis							
		2011-014B	37391	USA-229 SubSat			
Parâmetros orbitais não disponíveis							
20 Abr.	0442	2011-015A	37387	ResourceSat-2	PSLV-C16	Satish Dawan SHAR, Ilha de Sriharikota	1.206
(825 / 820 / 98,78 / 101,35)							
		2011-015B	37388	YouthSat/IMS-1A			92
(823 / 803 / 98,77 / 101,15)							
		2011-015C	37389	X-Sat			106
(822 / 803 / 98,77 / 101,14)							
22 Abr.	2137	2011-016A	37392	Inteslat New Dawn	Ariane-5ECA (VA201/L558)	CSG Kourou, ELA3	3.000
(35795 / 35773 / 0,07 / 1435,97)							
		2011-016B	37393	YahSat-1A			5.935
(35799 / 35772 / 0,03 / 1436,05)							
27 Abr.	1305:21	2011-017A	37396	Progress M-10M (ISS-42P)	11A511U Soyuz-U (Ю15000-116)	Baikonur, LC1 PU-5	7.290
(346 / 343 / 51,65 / 91,43) – Permanece acoplada à ISS							

Outros Objectos Catalogados

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação	Veículo Lançador	Local de Lançamento
11 Fevereiro	2008-006C	37381	Briz-M (88524)	8K82KM Proton-M/Briz-M (53524/88524)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
04 Abril	2011-012B	37383	Blok-I (И15000-056)	11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-036)	Baikonur, LC1 PU-5
09 Abril	2011-013B	37385	H-18 (Y19/CZ3A-20)	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y19)	Xi Chang, LC3
20 Abril	2011-015D	37390	Último estágio PSLV	PSLV-C16	Satish Dawan SHAR, Ilha de Sriharikota
22 Abril	2011-016C	37394	ESC-A (VA-201/L558)	Ariane-5ECA (VA201/L558)	CSG Kourou, ELA3
22 Abril	2011-016D	37395	Sylda-5 (VA-201/L558)	Ariane-5ECA (VA201/L558)	CSG Kourou, ELA3
27 Abril	2011-017B	37397	Blok-I (Ю15000-083)	11A511U Soyuz-U (Ю15000-116)	Baiknur, LC1 PU-5

Regressos / Reentradas

A tabela indica os satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram no mês de Abril de 2011. Estas informações são cedidas pelo *Space Track*. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lançamento	Local Lançamento	D. Órbita
01 Abr.	Ree.	2006-050BE	29588	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1609
01 Abr.	Ree.	2006-026CJ	32834	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2 (45092804)	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	1741
01 Abr.	Ree.	1993-036PJ	34336	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6498
02 Abr.	Ree.	2006-058B	29654	Último estágio Minotaur-I	Minotaur-1 (SLV-6)	16 Dezembro	Wallops Island, LA-0B	1568
02 Abr.	Ree.	1997-051PV	35305	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	4948
03 Abr.	Ree.	1994-061D	23286	(Destroço) Cosmos 2292	11K65M Kosmos-3M	27 Setembro	GNIIP Plesetsk, LC132/1	6032
03 Abr.	Ree.	2006-050N	29548	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1611
03 Abr.	Ree.	1999-025TW	30165	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4346
03 Abr.	Ree.	2006-026NY	33168	(Destroço) Cosmos 2421	11K69 Tsyklon-2 (45092804)	25 Junho	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	1743
03 Abr.	Ree.	1997-051CS	34083	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	4949
04 Abr.	Ree.	2009-002N	36310	(Destroço)	H-2A/202 (F15)	23 Janeiro	Tanegashima, Yoshinobu LP1	801
05 Abr.	Ree.	1999-025CP	29797	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4348
07 Abr.	Ree.	2002-037AE	28792	(Destroço)	8K82K Proton-K/DM-5 (40801/2L)	25 Julho	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	3178
07 Abr.	Ree.	2011-012B	37383	Blok-I (И15000-056)	11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-036)	04 Abril	Baikonur, LC1 PU-5	3
08 Abr.	Ree.	2006-050X	29557	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1616
08 Abr.	Ree.	1999-025DVL	36235	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4351
11 Abr.	Ree.	2004-035F	28460	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B/2 (Y7)	08 Setembro	Taiyuan, LC1	2406
11 Abr.	Ree.	1999-025DCE	33067	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4354
11 Abr.	Ree.	1993-036ANA	35607	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6508
11 Abr.	Ree.	1998-067CG	37370	(Destroço) ISS				
12 Abr.	Ree.	1999-025AFX	30460	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4355
13 Abr.	Ree.	2001-049PA	38434	(Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dawan SHAR, Ilha de Sriharikota	3460
14 Abr.	Ree.	1992-093GQ	22505	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC45 PU-1	6684
15 Abr.	Ree.	2006-050BJ	29592	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1623
15 Abr.	Ree.	1999-025BPK	31301	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4358
15 Abr.	Ree.	1993-036MJ	34288	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6512
15 Abr.	Ree.	1993-036SL	34443	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6512
17 Abr.	Ree.	2006-050V	29555	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1625
18 Abr.	Ree.	2007-005C	30588	Último estágio	H-2A/202 (F12)	24 Fevereiro	Tanegashima, Yoshinobu LP1	1514
18 Abr.	Ree.	1993-036NB	34305	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6515
21 Abr.	Ree.	1964-006X	19994	(Destroço) Elektron-1	8K72K Vostok (Г103-18)	30 Janeiro	NIIP-5 Baikonur, LC1	17248

21 Abr.	Ree.	1999-025AVU	30834	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4364
22 Abr.	Ree.	2002-049E	28441	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y6)	27 Outubro	Taiyuan, LC1	3099
22 Abr.	Ree.	1993-036FU	33985	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6519
24 Abr.	Ree.	2001-014B	26737	Briz-M (88503)	8K82KM Proton-M/Briz-M (53501/88503)	07 Abril	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	3669
25 Abr.	Ree.	2006-050W	29556	(Destroço)	Delta-4 Medium (D320)	04 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-6	1637
26 Abr.	Ree.	1999-025ML	30011	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4369
26 Abr.	Ree.	1999-025AQQ	30682	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4369
26 Abr.	Ree.	1993-036V	33780	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6523
26 Abr.	Ree.	1993-036BFC	36638	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6523
26 Abr.	Ree.	2011-004A	37359	Progress M-09M	11A511U Soyuz-U (И15000-126)	28 Janeiro	Baikonur, LC1 PU-5	88
27 Abr.	Ree.	1980-093A	12071	Cosmos 1222	8A92M Vostok	21 Novembro	NIIP-53 Plesetsk	11114
27 Abr.	Ree.	1993-036BFL	37090	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6524
29 Abr.	Ree.	1997-051LE	34707	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	4975
29 Abr.	Ree.	2011-017B	37397	Blok-I (Ю15000-083)	11A511U Soyuz-U (Ю15000-116)	27 Abril	Baiknur, LC1 PU-5	2
30 Abr.	Ree.	1999-025DQ	29822	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4373
30 Abr.	Ree.	1999-025SF	30126	(Destroço) FY-1C Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4373
30 Abr.	Ree.	1993-036ANX	35656	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6527

Lançamentos orbitais previstos para Junho e Julho de 2011

Dia	Lançador	Carga	Local
Junho			
07 (2015:47)	11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-037)	Soyuz TMA-02M (ISS-27S)	Baikonur, LC1 PU-5
09 (1420:13)	Delta-2 7320-10 (D354)	SAC-D/Aquarius	Vandenberg AFB, SLC-3W
11	PSLV-C17	GSAT-12	Satish Dawan SHAR
18	Minotaur-I	ORS-1	Wallops Island, LP-0B
20	14A18 Dnepr-1	Sich-2; NX NigeriaSat-2; RASAT EDUSAT; AprizeSat-5 AprizeSat-6; PQ-Gmini++ 1 PQ-Gmini++ 2; PQ-Gmini++ 3 PQ-Gmini++ 4	Dombarovskiy, LC13
21 (1600:00)	11A511U Soyuz-U (128)	Progress M-11M (ISS-43P) Chibis-M	Baikonur, LC1 PU-5
28 (1948:00)	OV-104 Atlantis	STS-135	CE Kennedy, LC-39A
29	Ariane-5ECA (VA203)	Astra-1N BSAT-3c/JCSAT-110R	CSG Kourou, ELA3
29	11A511U Soyuz-U	Kobalt-M	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
30	8K82KM Proton-M/Briz-M	14Ф136 Garpun	Baikonur, LC81 PU-24
??	CZ-3C Chang Zheng-3C	TL-2 Tian Lian-2 (天链一号02星)	Xi Chang, LC2
??	CZ-3B Chang Zheng-3B	ZX-10 ZhongXing-10 (Chinasat-10)	Xi Chang, LC3
Julho			
06	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat (008/1024/ST23)	Globalstar (x 6)	Baikonur, LC31 PU-6
10	8K82KM Proton-M/Briz-M (93518/99519)	SES-3 KazSat-2	Baikonur, LC200 PU-39
14	Delta-IV Medium+(4,2)	GPS IIF-2	C. Canaveral AFS, SLC-37B
15	Falcon-9	Dragon-C2 O2G O2G	C. Canaveral AFS, SLC-40
18	11K77 Zenit-Zenit-3SLBF/Fregat-SB (1-2007/2A 2002)	Spektr-R	Baikonur, LC45 PU-1
20	8K82KM Proton-M/Briz-M	ViaSat-1	Baikonur, LC200 PU-39
??	CZ-4B Chang Zheng-4B	HY-2A Hai Yang-2A (海洋-2)	Taiyuan

Próximos Lançamentos Tripulados

7 de Junho de 2011 Soyuz TMA-02M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Sergei Alexandrovich Volkov (2); Michael Edward Fossum (3); Satoshi Furukowa (1)
Oleg Dmitriyevich Kononenko; Donald Roy Pettit; André Kuipers

28 de Junho de 2011 STS-135 / ISS-ULF-7 OV-104 Atlantis (33) 11 dias
Christopher John Fergusson (3), Douglas Gerald Hurley (2), Sandra Hall Magnus (3), Rex Joseph Walheim (3)

30 de Setembro de 2011 Soyuz TMA-22 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Anton Nikolayevich Shkaplerov (1); Anatoli Alexeiyevich Ivanishin (1); Daniel Christopher Burbank (3)
Gennadi Ivanovich Padalka; Konstantin Anatoliyevich Valkov; Joseph Michael Acaba

30 de Novembro de 2011 Soyuz TMA-03M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Oleg Dmitriyevich Kononenko (1); Donald Roy Pettit (3); André Kuipers (2)
Yuri Ivanovich Malenchenko; Sunita Lyn Williams; Akihiko Hoshide

26 de Março de 2012 Soyuz TMA-04M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Gennadi Ivanovich Padalka (4); Konstantin Anatoliyevich Valkov (1); Joseph Michael Acaba (2)
Maksim Viktorovich Surayev; Engenheiro de Voo da Rússia; Kevin Anthony Ford

29 de Maio de 2012 Soyuz TMA-05M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Yuri Ivanovich Malenchenko (5); Sunita Lyn Williams (2); Akihiko Hoshide (2)
Roman Yuriyevich Romanenko; Chris Austin Hadfield ; Robert Shane Kimbrough

23 de Setembro de 2012 Soyuz TMA-06M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Oleg Viktorovitch Novitsky (1); Yevgeni Igorevich Tarelkin (1); Kevin Anthony Ford (2)
Oleg Dmitriyevich Kononenko; Cosmonauta da Rússia; Christopher John Cassidy

20 de Novembro de 2012 Soyuz TMA-07M 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Roman Yuriyevich Romanenko (2); Chris Austin Hadfield (3); Thomas Henry Marshburn (1)
Cosmonauta da Rússia; Luca Parmitano; Karen Nyberg

Futuras Expedições na ISS

Expedição 27

A Expedição 27 é composta por Dmitri Yuriyevich Kondratiyev (Comandante - Rússia), Catherin Grace Coleman (EUA), Paolo Nespoli (Itália), Alexander Mikhailovich Samokutyayev (Rússia), Andrei Ivanovich Borisenko (Rússia) e Ranald John Garan, Jr. (EUA), sendo estes três últimos lançados a bordo da Soyuz TMA-21 a 30 de Março de 2011. Kondratiyev, Coleman e Nespoli regressam à Terra a 24 de Maio de 2011 a bordo da Soyuz TMA-20.

Expedição 28

A Expedição 28 será composta por Andrei Ivanovich Borisenko (Comandante - Rússia), Alexander Mikhailovich Samokutyayev (Rússia), e Ranald John Garan, Jr. (EUA), além de Sergei Alexandrovich Volkov (Rússia), Michael Edward Fossum (EUA) e Satoshi Furokowa (Japão) (lançados a bordo da Soyuz TMA-02M a 7 de Junho de 2011. Samokutyatev, Borisenko e Garan regressam à Terra a 16 de Setembro de 2011.

A Expedição 29 será composta por Michael Edward Fossum (Comandante - EUA), Sergei Alexandrovich Volkov (Rússia), Satoshi Furokowa (Japão), Anton Nikolayevich Shkaplerov (Rússia), Anatoli Alexeievich Ivanishin (Rússia) e Daniel Christopher Burbank (EUA), estes últimos lançados a 30 de Setembro de 2011 a bordo da Soyuz TMA-22. S. Volkov, Fossum e Furokawa regressam à Terra a 16 de Novembro de 2011.

A Expedição 30 será composta por Daniel Burbank (Comandante – EUA), Anton Shkaplerov (Rússia), Anatoli Ivanishin (Rússia), Oleg Kononenko (Rússia), Donald Pettit (EUA) e André Kuipers (Holanda), sendo estes últimos lançados a bordo da Soyuz TMA-03M a 30 de Novembro de 2011. Ainda não está decidida a data de regresso de Shkaplerov, Ivanishin e Burbank.

A Expedição 31 será composta por Oleg Kononenko (Comandante – Rússia), Donald Pettit (EUA), André Kuipers (Holanda), Gennadi Padalka (Rússia), Konstantin Valkov (Rússia) e Joseph Acaba (EUA), sendo estes três últimos lançados a 26 de Março de 2012 a bordo da Soyuz TMA-04M.

A Expedição 32 será composta por Gennadi Padalka (Comandante – Rússia), Konstantin Valkov (Rússia), Joseph Acaba (EUA), Yuri Malenchenko (Rússia), Sunita Williams (EUA) e Akihiko Hoshide (Japão), sendo estes três últimos lançados a 29 de Maio de 2012 a bordo da Soyuz TMA-05M.

A Expedição 33 será composta por Sunita Williams (Comandante – EUA), Yuri Malenchenko (Rússia), Akihiko Hoshide (Japão), Oleg Novitsky (Rússia), Yevgeni Tarelkin (Rússia) e Kevin Ford (EUA), sendo estes três últimos lançados a 23 de Setembro de 2012 a bordo da Soyuz TMA-06M.

A Expedição 34 será composta por Kevin Ford (Comandante – EUA), Oleg Novitsky (Rússia), Yevgeni Tarelkin (Rússia), Roman Romanenko (Rússia), Chris Hadfield Canadá) e Thomas Marshburn (EUA), sendo estes três últimos lançados a 20 de Novembro de 2012 a bordo da Soyuz TMA-07M.

A Expedição 35 será composta por Chris Hadfield (Comandante – Canadá), Roman Romanenko (Rússia), Thomas Marshburn (EUA) e três novos membros ainda não designados.

Lançamentos Suborbitais

A seguinte tabela **tenta fazer** uma listagem de todos os lançamentos suborbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos suborbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa).

Muitas vezes são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda mas que não atingem altitudes orbitais. Estes lançamentos que não superam os 100 km de altitude, limite inferior do Espaço internacionalmente reconhecido, serão assinalados.

Data	Hora	Nome	Lançador	Local	Altitude (km)
01 Mar	2100		Trident-II D-5	USS Nevada, Oceano Pacífico	
02 Mar	1340	Juno	Patriot Taget Vehicle (PTV)	Fort Wingate, LC-96	
06 Mar	1502		Target Missile	ITR Chandipur, LC-III	
06 Mar	1507		Interceptor	Ilha de Wheeler	
15 Mar			Kavoshgar-4		120
16 Mar		ARAV-B	Terrier-Oriole	Kauai, Havaí	
29 Mar	0501	TEXUS-49	VSB-30	Esrange, Kiruna	268
15 Abr	**0652**	**FTM-15 Alvo**	**LV-2**	**Ilha de Meck**	**???**
15 Abr	**0703**	**FTM-15 VA**	**SM-3**	**USS O'Kane**	**???**
26 Abr			**R-29RM Sineva**	**K-84 Ekaterinburg, Mar de Barents**	**???**
27 Abr	**0800**	**NASA 36.278GT**	**Black Brant-IX**	**Poker Flat**	**???**

15 de Abril – FTM-15

A 15 de Abril de 2011 a agência norte-americana MDA (Missile Defense Agency) levou a cabo um novo teste do sistema Aegis SM-3, denominado FTM-15 'Stellar Charon'.

Pelas 0652UTC um míssil balístico de alcance intermédio LV-2, servindo como veículo alvo, foi lançado desde a zona de testes Reagan localizada no Atol de Kwajalein (República das Ilhas Marshall).

Um radar móvel do tipo AN/TPY-2 de banda X localizado na Ilha de Wake, detectou e seguiu o míssil, enviando nessa altura informações sobre a sua trajectória para o Centro de Gestão de Combate, Comando, Controlo e Comunicações (C2BMC), que processou e transmitiu dados remotos para o navio USS O'Kane, localizado a Oeste das Ilhas Havai. O míssil de intercepção SM-3 (o primeiro da versão 3.6.1 do míssil Aegis BMD) foi lançado às 0703UTC (imagem ao lado), destruindo o alvo com sucesso.

27 de Abril – R-29RM Sineva

A 26 de Abril de 2011 o submarino K-84 Ekaterinburg do Projecto 667BDRM lançou com sucesso um míssil balístico intercontinental R-29RM Sineva. No momento do lançamento o submarino encontrava-se submergido nas águas do Mar de Barents.

A Marinha da Federação Russa anunciou todas as ogivas (num total de quatro) atingiram os seus alvos no local de testes Kura, localizado na Ilha de Kamchatka.

27 de Abril – NASA 36.278GT / Black Brant-IX

Um foguetão-sonda Black Brant-IX foi lançado às 0800UTC do dia 27 de Abril de 2011 a partir de Poker Flat. Esta foi a missão NASA 36.278GT.

O objectivo do voo foi o de analisar o desempenho do motor Black Brant-IX produzido utilizando um novo processo de mistura.

Cronologia Astronáutica (LXVI)

Por Manuel Montes

-1 de Julho de 1947: Os estudos da *Convair* em torno do seu míssil MX-774 chocam com os desejos da *Army Air Force*, que decide cancelar o projecto (admite-se assim uma preferência pelos mísseis de cruzeiro). O MX-774 contemplava três veículos distintos: um sistema alado, um míssil balístico, e por último um ICBM. Quando o programa é cancelado já se havia iniciado a construção do míssil balístico, de maneira que se decide prosseguir com o plano de voos de teste. O MX-774 terá 9,30 metros de altura, 1 m de diâmetro e pesará 550 kg vazio. Consumirá álcool e oxigénio líquido. A sua principal novidade será a estrutura dos tanques, já que estes, em vez de se encontrarem sobre a fuselagem, formarão a própria estrutura externa do míssil. Além do mais, serão fabricados em alumínio muito delgado: dado que para manter a forma terão de manter-se pressurizados constantemente. Estas características serão utilizadas mais tarde no desenho do ICBM Atlas.

-8 de Julho de 1947: É formalmente aprovada a zona da península da Florida chamada Cabo Canaveral como futuro polígono de testes de mísseis de largo alcance. A futura Força Aérea estado-unidense controlará as suas actividades.

-10 de Julho de 1947: A V-2 número 29 sofre uma abortagem durante a ascensão. Após o lançamento, a trajectória desvia-se. O motor apaga-se aos 32 segundos por problemas no fornecimento de combustível e só alcança 16 km de altitude.

-26 de Julho de 1947: A *Army Air Force* estado-unidense divide-se em *US Army* e *US Air Force*, adoptando responsabilidades separadas.

-27 de Julho de 1947: O governo soviético aprova o lançamento dos mísseis V-2 capturados aos alemães. Os testes realizar-se-ão em Kapustin Yar (GTsP-4), uma zona desértica a 90 km de Volgogrado. Os primeiros lançamentos são programados para Setembro – Outubro. A construção das instalações necessárias inicia-se imediatamente.

-29 de Julho de 1947: A V-2 número 30 é lançada com êxito desde White Sands. Alcança uma altitude de 161 km apesar de um dos dispositivos de controlo de direcção deixa de funcionar aos 27 segundos. A sua missão estará dedicada ás habituais medições de radiação cósmica e solar.

-Setembro de 1947: É apresentado ao Governo soviético o projecto TT-1, um lançador de três etapas e de propulsão líquida para voos a grande altitude e orbitais. Apesar de se iniciar o seu desenvolvimento, será paralisado em finais do ano devido à perseguição política que irão sofrer alguns dos membros do grupo de desenho.

-6 de Setembro de 1947: Ensaia-se o lançamento de uma V-2 desde uma embarcação estado-unidense. O teste, realizado no programa Sandy, efectua-se no Atlântico, desde o U.S.S. Midway. O lançamento é irregular devido a uma inclinação na trajectória de uns 45º. Explode ao alcançar uns 4 km de altitude.

-16 de Setembro de 1947: Tikhonravov ordena a Pavel Ivanov, no NII-4, o estudo de foguetões de varias etapas. Isto possibilitará o desenvolvimento, se necessário, de um veículo para lançar um satélite com tecnologia soviética.

-25 de Setembro de 1947: Uma semana depois da *US Air Force* se converter num serviço militar independente, os seus dirigentes procedem à revisão a fundo das diferentes propostas realizadas até ao momento pelo projecto RAND.

-30 de Setembro de 1947: A premera V-2 alemã capturada pelos soviéticos que vai ser ensaiada em voo activa o seu motor de forma prematura na plataforma de lançamento de Kapustin Yar. Apesar dos problemas, é o necessário ponto de partida que há-de levar à colocação em serviço do R-1, ou Pobeda, um míssil totalmente soviético algo mais pesado que o míssil alemão e muito parecido externamente. O seu motor será o RD-100, baseado no original mas com mais potência proporcionada pelos engenheiros de Glushko. Além do seu major alcance, a sua carga explosiva poderá separar-se do míssil. Os tanques dos propolentes (álcool, agua e oxigénio líquido) formam parte da estrutura do veículo. Antes de constituir o grosso das forças de mísseis soviéticas nesta etapa inicial, os Pobeda realizarão uma dezena de voos de ensaio.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página "*Terra*".

Estatísticas do Voo Espacial tripulado

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral.

Os 10 mais experientes

Sergei Konstantinovich Krikalev (Soyuz TM-7; Soyuz TM-12; STS-60; STS-80; Soyuz TM-31; Soyuz TMA-6)
Tempo total de voo: 803d 09h 33m 29s

Alexander Yurievich Kaleri (Soyuz TM-14; Soyuz TM-24; Soyuz TM-30; Soyuz TMA-3; Soyuz TMA-01M)
Tempo total de voo: 769d 06h 35m 02s

Sergei Vasilyevich Avdeyev (Soyuz TM-15; Soyuz TM-22; Soyuz TM-28)
Tempo total de voo: 747d 14h 14m 11s – 14 de Fevereiro de 2003

Valeri Vladimirovich Polyakov (Soyuz TM-6; Soyuz TM-18)
Tempo Total de voo: 678d 16h 33m 36s – 1 de Junho de 1995

Anatoli Yakovlevich Solovyov (Soyuz TM-5; Soyuz TM-9; Soyuz TM-15; STS-71; Soyuz TM-26)
Tempo total de voo: 651d 00h 02m 00s – 2 de Fevereiro de 1999

Gennadi Ivanovich Padalka (Soyuz TM-28, TMA-4, TMA-14)
Tempo total de voo: 585d 06h 29m 54s

Victor Mikhailovich Afanasyev (Soyuz TM-11; Soyuz TM-18; Soyuz TM-29; Soyuz TM-33)
Tempo total de voo: 555d 18h 28m 48s – 17 de Abril de 2006

Yuri Vladimirovich Usachyov (Soyuz TM-18; Soyuz TM-23; STS-101; STS-102)
Tempo total de voo: 552d 22h 19m 12S – 5 de Abril de 2004

Musa Khiramanovich Manarov (Soyuz TM-4; Soyuz TM-11)
Tempo total de voo: 541d 00h 28m 48s – 23 de Julho de 1992

Yuri Ivanovich Malenchenko (Soyuz TM-19; STS-106; Soyuz TMA-2; Soyuz TMA-11)
Tempo total de voo: 512d 23h 58m 10s

As datas após o 'Tempo total de voo' indicam a altura em que deixou o activo.

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov 437d 16h 48m 00s Soyuz TM-18 (Mir EO-15/16/17)
De 8 de Janeiro de 1994 (Soyuz TM-18) a 22 de Março de 1995 (Soyuz TM-20)
Sergei Vasilyevich Avdeyev 379d 14h 24m 00s Soyuz TM-28 (Mir EO-26/27)
De 13 de Agosto de 1998 (Soyuz TM-28) a 28 de Agosto de 1999 (Soyuz TM-29)
Musa Khiramanovich Manarov 365d 21h 36m 00s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)
Vladimir Georgievich Titov 365d 21h 36m 00s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)
Yuri Viktorovich Romanenko 326d 12h 00m 00s Soyuz TM-2 (Mir EO-2/3)
De 5 de Fevereiro de 1987 (Soyuz TM-2)a 29 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-3)
Sergei Konstantinovich Krikalev 311d 19h 12m 00s Soyuz TM-12 (Mir EO-9/10)
De 18 de Maio de 1991 (Soyuz TM-12) a 25 de Março de 1992 (Soyuz TM-13)
Valeri Vladimirovich Polyakov 240d 21h 36m 00s Soyuz TM-6 (Mir EO-3/4)
De 29 de Agosto de 1988 (Soyuz TM-6) a 27 de Abril de 1989 (Soyuz TM-7)
Leonid Denisovich Kizim 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)
Vladimir Alexeievich Solovyov 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)
Oleg Yurievich Atkov 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s	Vostok-2
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s	Shenzhou-5
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s	MR-4 Literty Bell-7
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s	MA-7 Aurora-7
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 01h 48m 00s	Vostok-1
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	69h 42m – 14
Michael Eladio Lopez-Alegria	67h 40m – 10
Jerry Lynn Ross	58h 32m – 9
John Mace Grunsfeld	58h 30m – 8
Steven Lee Smith	49h 48m – 7
Scott Eduard Parazynski	47h 05m – 7
Joseph Richard Tanner	46h 29m – 7
Robert Lee Curbeam	45h 34m – 7
Nikolai Mikhailovich Budarin	44h 25m – 9
Douglas harry Wheelock	43h 30m – 6
James Hansen Newman	43h 01m – 6

Cosmonautas e Astronautas

Segundo a FAI	521
Segundo a USAF	527
Cosmonautas e Astronautas em órbita	518

Número de cosmonautas e astronautas por país em órbita (segundo a Federação Astronáutica Internacional)

Rússia	110
Estados Unidos	331
Checoslováquia	1
Polónia	1
Alemanha	10
Bulgária	2
Hungria	1
Vietname	1
Cuba	1
Mongólia	1
Roménia	1
França	9
Índia	1
Canadá	9
Arábia Saudita	1
Holanda	2
México	1
Síria	1
Afeganistão	1
Japão	8
Reino Unido	1
Áustria	1
Bélgica	2
Suíça	1
Itália	5
Ucrânia	1
Espanha	1
Eslováquia	1
África do Sul	1
Israel	1
China	6
Brasil	1
Suécia	1
Malásia	1
Coreia do Sul	1

TOTAL – 518

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newton). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{kgf}/_{(kg/s)}\right) = s$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Órbita de transferência – É uma órbita temporária para um determinado satélite entre a sua órbita inicial e a sua órbita final. Após o lançamento e a sua colocação numa órbita de transferência, o satélite é gradualmente manobrado e colocado a sua órbita final.

Órbita de deriva – É o último passo antes da órbita geostacionária, uma órbita circular cuja altitude é de aproximadamente 36000 km.

Fracção de deriva – É a velocidade de um satélite movendo-se numa direcção longitudinal quando observado a partir da Terra.

Órbita terrestre baixa – São órbitas em torno da Terra com altitude que variam entre os 160 km e os 2000 km acima da superfície terrestre.

Órbita terrestre média – São órbitas em torno da Terra com altitudes que variam entre os 2000 km e os 35786 km (órbita geostacionária). São também designadas órbitas circulares intermédias.

Órbita geostacionária – São órbitas acima do equador terrestre e com excentricidade 0 (zero). Visto do solo, um objecto colocado numa destas órbitas parece estacionário no céu. A posição do satélite irá unicamente ser diferenciada pela sai longitude, pois a latitude é sempre 0º (zero graus).

Órbita polar – São órbitas nas quais os satélites passam sobre o perto dos pólos de um corpo celeste. As suas inclinações orbitais são de (ou aproximadas a) 90º em relação ao equador terrestre.

Delta-v – Em astrodinânica o delta-v é um escalar com unidades de velocidade que mede a quantidade de «esforço» necessário para levar a cabo uma manobra orbital. É definido como

$$\Delta v = \int_t \frac{|T|}{m}\, dt$$

Onde **T** é a força instantânea e **m** é a massa instantânea. Na ausência de forças exteriores, e quando a força é aplicada numa direcção constante, a expressão em cima simplifica para

$$= \int_t |a|\, dt = |v_1 - v_0|$$

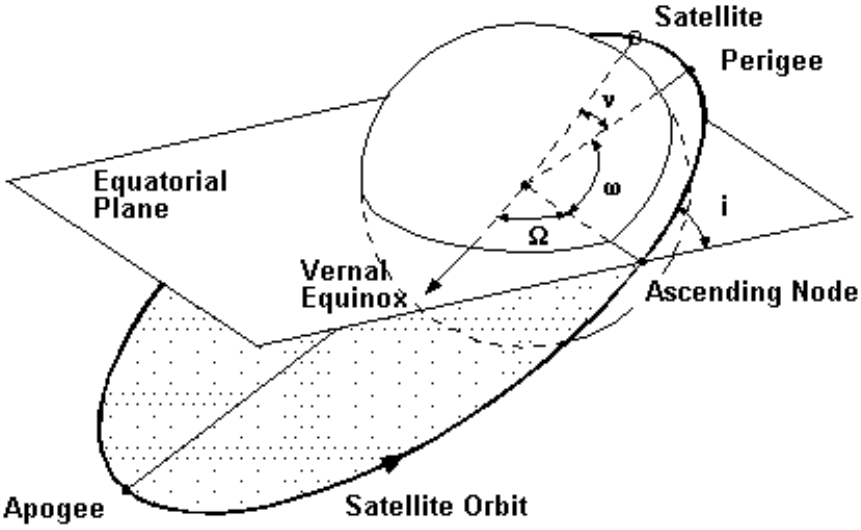
, que é simplesmente a magnitude da mudança de velocidade.

Parâmetros orbitais

Apogeu: ponto de altitude máxima da órbita.

Perigeu: ponto de altitude mínima da órbita.

Nodos ascendente e descendente da órbita: são os pontos de intersecção da órbita com o plano equatorial. Nodo ascendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Sul para o Norte. Nodo descendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Norte para o Sul. A "linha dos nodos" é aquela que liga os nodos ascendente e descendente, passando pelo centro da Terra.



Inclinação (I): ângulo entre o plano orbital do satélite e o plano equatorial da Terra. Inclinações próximas a 0º correspondem às chamadas órbitas equatoriais. Inclinações próximas a 90º correspondem às chamadas órbitas polares pois cobrem os dois pólos. Órbitas com inclinação entre 0º e 90º rodam no mesmo sentido que a Terra (Oeste - Este) e por isso são denominadas de "progressivas". Órbitas com inclinação maior que 90º rodam no sentido contrário à Terra (Este - Oeste) e por isso são chamadas de "retrógradas". Inclinações maiores que 50º e menores que 130º correspondem a órbitas "polares" pois atingem latitudes altas. Inclinações menores que 40º correspondem a órbitas próximas ao Equador.

Ascensão recta do nodo ascendente (*Right Ascension of Ascending Node* - RAAN - Ω): ângulo entre o primeiro ponto de Aires e o nodo ascendente. Segundo valor que alinha a elipse orbital no espaço, considerando que a inclinação é o primeiro.

Argumento do perigeu (*Argument of perigee* - ϖ): é o ângulo medido no plano orbital, na direcção do movimento, do nodo ascendente ao perigeu. É o ângulo entre o eixo maior da elipse (linha entre o perigeu e o apogeu) e a linha dos nodos, medido no plano da órbita. Varia entre 0° e 360°, sendo igual a 0º quando o perigeu está no nodo ascendente, e 180º quando o satélite está mais longe da Terra (apogeu) cruzando o Equador em movimento ascendente. Determina a posição da elipse orbital no plano orbital, visto que a inclinação ***I*** e a ascensão recta Ω determinam a posição do plano orbital no espaço.

Excentricidade: determina a forma da elipse orbital. Círculo: Excentricidade = 0; Elipse longa e estreita: Excentricidade = 1.

Movimentação média (*Mean motion* - n): velocidade angular média do satélite (em revoluções por dia) em uma órbita elíptica: $n = 2.\pi /T$ onde T é o período orbital. Parâmetro relacionado com o tamanho da órbita (distância do satélite à Terra).

Anomalia média (*Mean anomaly* - M): especificação da posição do satélite na órbita numa dada época. Ângulo medido a partir do perigeu na direcção do movimento do satélite, que um satélite teria se se movesse em velocidade angular constante.

Anomalia verdadeira: ângulo no plano orbital do satélite entre o perigeu e a posição do satélite medido na direcção do movimento do satélite.

Elementos keplerianos: descrevem a forma e orientação de uma órbita elíptica em torno da Terra, bem como a posição de um satélite naquela órbita em uma dada época (data e hora de referência): argumento do perigeu, ascensão recta do nodo ascendente, anomalia média, semi-eixo maior, inclinação e excentricidade.

Perturbações: existem os seguintes tipos de perturbações: **Geopotencial** - devido ao achatamento terrestre, ou seja, ao desvio principal da Terra em relação à forma esférica; altera a orientação do plano orbital no espaço sem alterar a inclinação; altera a orientação da elipse no plano orbital; **Atracão lunissolar -** devido às acções atractivas do Sol e da Lua; afecta todos os elementos orbitais, diminuindo a altura do perigeu e, consequentemente, afectando o tempo de vida do satélite; **Arrasto (atrito) atmosférico -** devido ao atrito com a atmosfera; diminuição do semi-eixo maior, da excentricidade e do período de revolução.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.